TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA PAŹDZIERNIK 1938 r. Nr 10

Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. ERYK KOSKO

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł 1.50 (nie dotyczy numerów specjalnych). Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych — Nr rozrachunku 283.

Cena tego numeru wynosi zł 3.50.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.

Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA I ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4 m. 66, tel. 705-13, godziny urzędowania: administracja — codziennie w godzinach 10 — 15; redaktor naczelny — poniedziałki i czwartki w godz. 18 — 19; redaktor działu płatowcowego — poniedziałki i środy w godz. 18 — 19.**

Związek Polskich Inżynierów Lotniczych

1928 — 1938

Minęło dziesięć lat od chwili, w której na gotowych już podówczas podwalinach polskiego lotnictwa przystąpiliśmy do budowy naszej organizacji. Zadaniem naszym było założenie własnego fundamentu i dokonanie prac, któreby Związek Polskich Inżynierów Lotniczych doprowadziły do poziomu, godnego znaczenia i roli społecznej naszego lotnictwa — tak, by z kolei mógł on swym wysiłkiem zbiorowym i pracą indywidualną swych członków przyczyniać się jak najskuteczniej do postępu polskiego lotnictwa.

Zadania te postawiło przed nami grono założycieli Związku: były one niezmiennym wyrazem idei przyświecających naszej szybko rosnącej gromadzie. Mieliśmy do pokonania rozliczne trudności, lecz idee nasze znalazły od samego początku zrozumienie i poparcie władz z Departamentem Aeronautyki Ministerstwa Spraw Wojskowych — obecnie Dowództwem Lotnictwa — i Departamentem Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji na czele. Doznawaliśmy też wielokrotnie w pracach naszych pomocy ze strony Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych, Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej, Instytutu Aerodynamicznego i Instytutu Technicznego Lotnictwa. Wszystkim pragniemy na tym miejscu złożyć nasze serdeczne podziękowanie.

Zważmy nasz dziesięcioletni dorobek.

Nasza solidarna gromada liczy ponad dwie setki inżynierów. Organizacja nasza zasiada w zrzeszeniu jednoczącym polski świat inżynierski i bierze udział należny jej roli we wszystkich pracach społecznych i zawodowych regulowanych i opracowywanych na tej platformie. Posiadamy własne pismo reprezentujące naszą technikę lotniczą. Prowadzimy ożywioną i wielostronną pracę samokształceniową. Doszliśmy do stopnia niezależności gospodarczej, który pozwala nam na utrzymanie własnej aczkolwiek skromnej jeszcze siedziby.

Ponieśliśmy też bolesne a niepowetowane straty. Dziewięciu z naszego grona zakończyło swe pracowite życie. Czterech z nich złożyło je w ofierze w walce o postęp umiłowanego przez nich lotnictwa. W skupieniu wyraźmy im naszą cześć.

Wiele zadań stoi przed nami.

Zespolenie wszystkich inżynierów, pracujących dla lotnictwa, nie jest jeszcze dokonane. Są jeszcze koledzy, którzy stoją na uboczu, nie zdają sobie dostatecznie sprawy z konieczności i znaczenia pracy zespołowej. Musimy ich przekonać i wciągnąć do współpracy.

Jak na doniosłą i coraz bardziej odpowiedzialną rolę lotnictwa w obronie Państwa i w jego ekspansji gospodarczej, jest nas, inżynierów lotniczych, za mało. Za obowiązek swój uważamy torować drogę świeżym, młodym siłom. Pragniemy służyć naszą myślą i doświadczeniem sprawie wychowania nowych zastępów fachowców. Ten sam wysiłek podejmujemy w stosunku do pozostałego świata technicznego w lotnictwie: do techników, majstrów i rzemieślników.

Ale dla tych nowych prac, które na nas czekają, nie zaniechamy dotychczasowej działalności, która tak piękne już osiągnęła wyniki. Nadal będziemy rozwijać i pogłębiać zasób własnej wiedzy technicznej, mnożąc ku temu środki. W miarę możliwości postaramy się tę wiedzę przetrawić, uprzystępnić innym, a zwłaszcza zużytkować dla podwyższenia jakości naszego lotnictwa.

Jako organizacja społeczna, zawsze jesteśmy gotowi przyłożyć ramienia do wszelkiej akcji zgodnej z założeniami Związku, pochodzącej od władz, od kolegów-inżynierów z dziedzin pokrewnych, czy też z innej strony.

Niech Jubileuszowy Zjazd i ten zeszyt „Techniki Lotniczej" będą świadectwem naszej woli służenia sprawie postępu lotnictwa polskiego, niech zachęcą nas wszystkich do dalszej rozbudowy sił lotniczych i potęgi Polski.

ZWIĄZEK POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Dziesięć lat Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

Założenie Związku

Myśl o zorganizowaniu inżynierów lotnictwa kiełkowała zapewne już w gronie Związku Awiatycznego Studentów Politechniki Lwowskiej, które rozwijało swą działalność już na parę lat przed wojną światową, znajdując oparcie o jedyną w tym czasie polską akademicką uczelnię techniczną. Dopiero jednak w odrodzonej Polsce, wobec powstania i rozwoju własnych sił zbrojnych i przemysłu lotniczego, powstały warunki dla zorganizowania takiego zrzeszenia.

W gronie osób, które na Zebraniu Konstytucyjnym, odbytym dnia 22 marca 1928 r. powołały do życia Związek Polskich Inżynierów Lotniczych:

Inż. Gustaw Mokrzycki,
Inż. Piotr Borejsza,
Inż. Eugeniusz Roland.

widzimy dwóch wychowanków Politechniki Lwowskiej i byłych członków Związku Awiatycznego. Na pierwszego prezesa Związku powołano prof. G. Mokrzyckiego, do Zarządu zaś, obok wyżej wymienionych członków założycieli, powołano kolegów Z. Korytowskiego i S. Krzyczkowskiego.

Sprawy organizacyjne

Cele, które założyciele wytyczyli Związkowi, polegały na wszechstronnych staraniach dla podniesienia technicznego poziomu polskiego lotnictwa, głównie zaś przez pogłębienie wiedzy fachowej członków W deklaracji tej na wyróżnienie zasługuje społeczna postawa Związku, która znajduje swój wyraz w całej późniejszej jego działalności. Pierwszy opracowany przez założycieli Statut, który po szeregu przeróbek i poprawek porządkowych doczekał się zatwierdzenia w dn. 31.XII.1930, określa „Cel i sposób działalności“ Związku jak następuje:

„Związek Polskich Inżynierów Lotniczych ma na celu (przy zachowaniu obowiązujących praw i przepisów):

1) Propagowanie i popieranie wszystkich poczynań, zmierzających do rozwoju wiedzy lotniczej, przemysłu lotniczego, komunikacji lotniczej i samodzielnych wysiłków konstrukcyjnych.
2) Popieranie technicznego szkolnictwa lotniczego, przez ułatwianie kształcenia się w kraju i zagranicą.
3) Wzajemną pomoc koleżeńską członków ZPIL.
4) Utrzymanie kontaktu koleżeńskiego i wymiany myśli między członkami ZPIL.
5) Związek Polskich Inżynierów Lotniczych, wychodząc z założenia, że akcję lotniczą należy jednoczyć, deklaruje się stać zawsze na platformie czołowej organizacji lotnictwa, jaką jest Liga Obrony Powietrznej Państwa i, dla zamanifestowania tego, wprowadza zasadę, że każdy członek ZPIL musi być obowiązkowo członkiem LOPP. Zarówno ZPIL jako całość, jak też i jego poszczególni członkowie propagować będą zawsze idee LOPP wśród społeczeństwa.

W związku z tym ZPIL nie będzie nigdy zbierać na swe cele składek wśród społeczeństwa, uważając, że akcja ta przysługuje jedynie LOPP“.

Grono pierwszych członków Związku nie dosięgało liczby 30 osób, a prace pierwszych Zarządów, mimo zakreślonego odrazu szerokiego programu działalności (sekcje fachowe, kontakt z zagranicą, propaganda i imprezy, pomoc koleżeńska) musiały z natury rzeczy ograniczyć się do starań nad powiększeniem liczby członków. Dla zacieśnienia węzłów organizacyjnych jedno z pierwszych Walnych Zebrań zwołane zostało w formie zjazdu i odbyło się dn. 2 lutego 1930 r. w Białej Podlaskiej przy obecności 39 członków.

Statut Związku ulegał następnie trzykrotnie większym zmianom, które spowodowane były głównie rozrostem organizacji i koniecznością dostosowania go do szeregu potrzeb życiowych; przy czym jednakże podstawowe idee przyświecające założycielom pozostają nadal aktualne w całej rozciągłości. Statut obecny określa „Cel i sposób działalności“ ZPIL następującymi słowami:

„Związek Polskich Inżynierów Lotniczych ma na celu propagowanie i popieranie wszystkich poczynań, zmierzających do rozwoju wiedzy lotniczej, technicznego szkolnictwa lotniczego, przemysłu lotniczego, komunikacji lotniczej, sportu lotniczego oraz działalności stowarzyszeń społeczno-lotniczych.

Powyższe cele Związek realizuje, z zachowaniem obwiązujących przepisów prawa, przez:

a) Podejmowanie i popieranie wydawnictw technicznych, w szczególności wydawanie własnego organu, prowadzenie biblioteki i czytelni oraz organizowanie zebrań odczytowych i dyskusyjnych, kursów dokształcających, wycieczek itp.
b) Reprezentowanie ogółu polskich inżynierów lotniczych wobec społeczeństwa, władz państwowych oraz organizacyj technicznych i społecznych, krajowych i zagranicznych.
c) Obronę interesów zawodowych i okazywanie pomocy członkom Związku.
d) Popieranie rozwoju życia koleżeńskiego i towarzyskiego członków Związku“.

Uprzednio figurujące zdania o stosunku do LOPP uległy w definicji tej skreśleniu, gdyż wobec zorganizowania się środowiska lotniczego oraz podziału ról i kompetencyj były one zbędne.

Jednocząc w swym gronie także i kolegów z prowincji, Związek jednak rozwijał głównie swą działalność na terenie stołecznym. W roku 1937 powołano do życia Koło prowincjonalne w Lublinie; drugie Koło w Białej Podlaskiej znajduje się w stadium organizacji.

Liczba członków Związku, która jak wspomniano, w chwili powołania Związku do życia nie dochodziła do liczby 30 osób, wzrastała bardzo szybko i wynosi dziś ok. 220, co świadczy w równym stopniu o potrzebie jak o żywotności i aktywności Związku. W gronie swym posiada Związek trzech Członków Honorowych, a godność tę piastują:

prof. dr inż. Maksymilian T. Huber,
gen. pil. inż. Ludomił Rayski,
prof. inż. Czesław Witoszyński.

Związek grupuje w sobie obecnie ogół inżynierów Polaków, pracujących w technice lotniczej, tak osób cywilnych jak i wojskowych a więc w nauce, instytucjach badawczych, przemyśle, eksploatacji i administracji.

W kolejnych kadencjach Zarządu obowiązki Prezesa Związku pełnili koledzy:

1928/9 prof. G. Mokrzycki,
1929 — 1930 inż. M. Kurman,
1931 inż. R. Bartel,
1932 — 1933 inż. R. Rosinkiewicz,
1934 — 1935 inż. S. Krzyczkowski,
1936 inż. A. Seńkowski,
1937 — 1938 inż. W. Challier.

Przejawem zasadniczym postawy społecznej Związku były idee współpracy z pokrewnymi zrzeszeniami technicznymi, którym to ideom już pierwsze Zarządy poświęcały swą uwagę (pierwszą wzmiankę znajdujemy w protokule zebrania Zarządu z dn. 28.VI 1928), dążąc do nawiązania kontaktu organizacyjnego ze Stowarzyszeniem Inżynierów Mechaników Polskich — SIMP, Stowarzyszeniem Inżynierów Elektryków — SIE, a następnie ze Związkiem Polskich Stowarzyszeń Technicznych. Wynikiem tych dążności było przystąpienie Związku w r. 1936 do powstałej podówczas Naczelnej Organizacji Inżynierów — NOI, która zrzesza ogół stowarzyszeń inżynierskich Rzeczypospolitej. Od chwili przystąpienia do NOI Związek bierze żywy udział w pracach Organizacji i jest reprezentowany we władzach i ważniejszych komisjach. W szczególności członkowie Związku brali udział w kierownictwie organizacji i pracach I-go Polskiego Kongresu Inżynierów we Lwowie w r. 1937 oraz w akcji dotyczącej projektu nowelizacji „Ustawy o tytule inżyniera" i projektu „Ustawy o izbach inżynierskich". O akcji tej Związek informował swych członków na specjalnych Zebraniach informacyjno-dyskusyjnych, które z kolei stanowiły dla Zarządów Związku i delegatów współpracujących w akcji materiał orientacyjny o poglądach ogółu członków na sprawy stanowiące przedmiot akcji.

Zjazdy i Kongresy

Za pierwsze wystąpienie Związku o charakterze zjazdowym można uważać wspomniane wyżej Walne Zebranie ZPIL dn. 2.II.1930 w Białej Podlaskiej.

Z kolei Związek reprezentowany był na VII Zjeździe SIMP w dn. 26—28.V.1933, a referaty wygłosili członkowie Związku:

prof. G. Mokrzycki,
inż. F. Peter,
dyr. W. Rumbowicz,
inż. A. Seńkowski,
inż. W. Sochacki (z poza ZPIL).

Również na VIII Zjeździe SIMP w dn. 2—5.VI. 1934 r. zorganizowano Sekcję Lotniczą, w której referaty wygłosili członkowie:

inż. A. Grzędzielski,
„ B. Mielnikowa,
„ F. Polturak,
„ J. Tuszyński.

Następnie Związek uczestniczył w X Zjeździe SIMP, na którym referat wygłosił inż. W. Challier.

Wreszcie Związek był reprezentowany na odbytym w dn. 12—14.IX.1937 we Lwowie I Polskim Kongresie Inżynierów, przy organizacji którego stanowisko przewodniczącego Komisji Referatowej pełnił kol. inż. K. Jagoszewski, a referaty na tematy lotnicze wygłosili członkowie:

inż. A. Karpiński,
dyr. W. Makowski.

oraz z poza ZPIL:

dyr. S. Piotrowski.

Sprawy społeczne

Zadeklarowana w pierwszym Statucie społeczna postawa Związku znalazła swój wyraz obok współpracy w organizacji świata inżynierskiego także w szeregu aktów działalności społecznej Związku. W kronikach i aktach Związku znajdujemy następujące wiadomości o ważniejszych wystąpieniach ZPIL:

W r. 1931 Związek zwrócił się do członków z apelem o czynne finansowe poparcie akcji Naczelnego Komitetu do Spraw Bezrobocia, a w r. 1933 wziął udział w subskrypcji Pożyczki Narodowej.

W r. 1935 uczcił Związek pamięć Pierwszego Marszałka Polski Józefa Piłsudskiego, wydając specjalny Komunikat oraz składając ofiarę na budowę kopca ku czci Marszałka. Specjalna delegacja Związku udała się następnie na Sowiniec dla wzięcia udziału w budowie kopca. W tej myśli też Związek zorganizował, wspomniany na innym miejscu Konkurs na pracę naukową, który opatrzony został hasłem „Własne Siły Narodu".

W roku 1932 Związek złożył ofiarę na fundusz uczczenia pamięci ś. p. kol. Stanisława Wigury, a w r. 1936, składając ofiarę, zainicjował powstanie funduszu stypendialnego dla uczczenia pamięci ś. p. kol. Stanisława Nowkuńskiego.

Do działalności społecznej należy zaliczyć starania Związku do utrzymania kontaktu z Towarzystwem Wiedzy Wojskowej, na terenie którego Związek zorganizował dwa odczyty na tematy lotnicze, co połączone było także z poważnym efektem propagandowym. Za działalność o walorach propagandowych należy uznać także wspomniany wyżej udział ZPIL w Zjazdach i Kongresach, który obok swego charakteru reprezentacyjnego przyczynił się do rozpowszechnienia wiedzy o lotnictwie w technicznych sferach społeczeństwa.

Działalność naukowa i samokształceniowa

Obok zachęty do opracowywania artykułów i prac naukowych, rozwijanej przez starania nad udostępnieniem członkom łamów pism lotniczych i technicznych, o czym będzie mowa na innym miejscu, należy za poważniejszy przejaw inicjatywy naukowej Związku uznać zorganizowany w latach 1935/7 Konkurs ku uczczeniu pamięci Marszałka Józefa Piłsudskiego na: „pracę z techniki lotniczej lub nauk pomocniczych z dziedziny lotnictwa", przy czym od pracy wymagana by była: „pracą oryginalną, nigdzie nie publikowaną i stanowiącą przyczynek naukowy".

Konkurs obesłany został trzema pracami, z których I-szą nagrodę uzyskała praca ś. p. kol. inż. M. Awałowa pt. „Metoda odwzorowania podobnego w aerodynamice w świetle doświadczenia". Praca ta została w r. 1938 wydana drukiem przez Instytut Techniczny Lotnictwa.

W zakresie zaś samokształcenia, która to działalność wobec środków jakimi rozporządzał Związek, była nierównie łatwiejsza, osiągnięto bardzo pomyślne rezultaty. Akcja ta obejmowała głównie urządzanie zebrań odczytowo-dyskusyjnych. W latach początkowych, wobec małej liczebności członków rozwijała się ona powoli, zyskując coraz większe powodzenie. Dzięki opiece specjalnej Komisji Odczytowej, działającej od szeregu lat przy Zarządzie Związku, piątki odczytowe posiadają już swoją tradycję, a na frekwencję wynoszącą 30—60 osób składają się także nieraz liczni goście z pokrewnych organizacyj technicznych. Ilość odczytów dochodziła w latach ostatnich do 25 odczytów rocznie.

Tematy odczytów ilustrują postępy techniki lotniczej, przy czym Komisja dba o poziom i równomierny ilościowy dobór tematów ze wszystkich dziedzin. Prelegenci rekrutują się w lwiej części spośród członków Związku.

Wreszcie zupełnie świeżym dorobkiem Związku w tym dziale pracy jest uruchomiona w r.b. w nowym lokalu związkowym czytelnia czasopism. Została ona założona dzięki pomocy Redakcji czasopisma związkowego i składa się z krajowych i zagranicznych czasopism, które Redakcja otrzymuje w drodze wymiany numerów.

Wycieczki

Za akcję spokrewnioną z działalnością samokształceniową należy uważać organizację wycieczek. W dorobku swym w tej dziedzinie Związek posiada 4 wycieczki krajowe do wytwórni lotniczych oraz 5 wycieczek zagranicznych. Te ostatnie cieszą się znacznie większym powodzeniem, a organizowane z okazji Salonów Lotniczych w Paryżu i Mediolanie obejmują także zwiedzanie szeregu wytwórni, co należy do programu, który wytyczył sobie Związek w zakresie ułatwiania swym członkom kontaktu z zagranicą. Frekwencja w wycieczkach zagranicznych dochodziła do 30 osób.

Działalność wydawnicza

Sprawa posiadania własnego pisma była troską Związku od pierwszej chwili jego istnienia i poruszana była już na Zebraniu Konstytucyjnych. Pierwsze usiłowania, wobec braku środków, szły w latach 1928—29 po linii otwarcia dla użytku członków Związku łamów „Przeglądu Technicznego" i „Lotu Polskiego". Mimo jednak przychylnego stanowiska tych wydawnictw, usiłowania nie dały owoców z powodu braku materiału redakcyjnego, trudno bowiem było zdobyć artykuły wśród nielicznej garstki członków. Wznowione w r. 1931 starania te skierowane w stronę „Przeglądu Lotniczego", uwieńczone zostały uznaniem tego wydawnictwa za organ Związku, przy czym Walne Zebranie uchwaliło obowiązek prenumeraty.

Ten stan rzeczy trwał około roku. Nie dał jednak spodziewanych korzyści i na skutek dalszych starań Związku od lipca 1933 r. zaczęły się ukazywać „Wiadomości Techniczne Lotnictwa" jako dodatek kwartalny do Przeglądu Lotniczego. Wiadomości te, wyodrębnione z całości wydawnictwa, wypełnione były jedynie artykułami technicznymi i można je uważać za pierwszy istotny organ Związku. Ukazywały się one przez trzy lata do kwietnia 1936 r. Prenumerata organu nie była obowiązkowa.

Związek jednak nadal nie ustawał w dążeniu do posiadania samodzielnego organu miesięcznego, który byłby poświęcony wyłącznie sprawom techniki lotniczej. Długotrwałe te starania uwieńczone zostały z początkiem roku 1936 porozumieniem, zawartym z wydawcami „Technicznych Nowości Lotniczych", które uznane zostały za organ ZPIL. Pismo to, założone przez inż. J. Tuszyńskiego przy współpracy inż. M. Teraszkiewicza w r. 1933, ukazywało się początkowo w postaci powielanego maszynopisu jako zbiór tłumaczeń ciekawszych artykułów zagranicznych, wprowadzając stopniowo artykuły i prace oryginalne autorów polskich. W roku 1936 zaczęło ono wychodzić jako normalny drukowany miesięcznik, do czego w dużej mierze przyczyniło się finansowe poparcie ZPIL.

Od tego czasu pismo rozwija się pomyślnie w szybkim tempie i objętość prac oryginalnych polskich autorów wypełnia obecnie około połowy numeru. Na ogólną ilość 380 stron druku 12-tu numerów roku 1937 część tekstowa obejmowała 328,6 stron, zaś część ogłoszeniowa 51,4 stron druku. Średnia zatem objętość numeru wynosiła ponad 26 stron tekstu. W roku bieżącym objętość numerów została jeszcze powiększona.

Prenumerata organu jest obowiązkowa. Obok części technicznej prowadzony jest w piśmie obszerny dział informacyjny, który zawiera Komunikaty Związku i inne interesujące członków informacje.

Od dnia 1.I. 1938 nazwa pisma została zmieniona i brzmi ona obecnie „Technika Lotnicza". Redaktorem pisma jest kol. inż. J. Tuszyński, a polityką wydawniczą pisma kieruje działająca przy Związku specjalna Komisja Wydawnicza, której poszczególni członkowie sprawują także funkcje Redaktorów Działowych.

Pismo, swym rozmiarem oraz poziomem naukowym i graficznym odpowiada aktualnym potrzebom i wymaganiom naszej techniki lotniczej. Osiągnięcie to trzeba w równej mierze zawdzięczać wielkiej dojrzałości i zrozumieniu czynników udzielających poparcia i pomocy, trwałym i długoletnim staraniom Związku, a przede wszystkim chlubnemu wynikowi egzaminu jaki zdała Redakcja pisma w ciągu 5 lat swej pionierskiej działalności.

Działalność reprezentacyjna, samokształceniowa i towarzyska.

Rok	Udział w zjazdach i kongresach		zebrania informacyjno-dyskusyjne	Odczyty	Wycieczki		Zebrania i imprezy towarzyskie
	zjazdy i kongresy	referaty			zagraniczne	krajowe	
1928/32	—	—	1	16	—	—	1
1933	1	5	—	6	—	—	—
1934	1	3	—	15	2	1	—
1935	—	—	—	24	1	2	—
1936	1	1		15	1	1	2
1937	2	3	2	25	1	—	2

Administracja — finanse — lokal

Początkowo, wobec szczupłości środków finansowych, wszystkie czynności administracyjne wykonywane były przez członków Zarządu. W latach późniejszych Związek był w stanie opłacać dorywczą pomoc w Sekretariacie i Buchalterii, zaś od roku bieżącego ZPIL zatrudnia stałą sekretarkę.

Środki finansowe Związku, początkowo bardzo skromne, wzrastały stopniowo dzięki stale zwiększającej się liczbie członków oraz oszczędnej i zapobiegliwej gospodarce Zarządów, a procent wpływających składek i danin, zwłaszcza w latach ostatnich, uważać można za bardzo pomyślny. Świadczenia finansowe członków, wynoszące w pierwszych latach 0,50 zł miesięcznie, wzrosły w latach 1931/32 do 5,— zł. Składała się na nie składka, danina i koszt prenumeraty organu. Obecnie świadczenia miesięczne, łącznie z prenumeratą pisma, wynoszą 3,50 zł.

Budżet zwyczajny Związku przekroczył w roku bieżącym kwotę 8.000 zł. Majątek Związku składa się z urządzeń biurowych, które nabywane były stopniowo, w miarę posiadanych funduszów.

Na ważniejsze wpływy nadzwyczajne ZPIL składały się: wypłacana od r. 1936 przez Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych subwencja na pismo, która w r. b. osiągnęła wysokość 10.000 zł oraz uzyskana w r. 1935 subwencja Zarządu Głównego LOPP w wysokości 1.200 zł na pomoc finansową dla kolegów, którzy zamierzali zwiedzić Salon Lotniczy w Mediolanie. Kwotę tę użyto na subsydiowanie wyjazdu 4-ch członków.

Wśród spraw finansowych należy wymienić, że Związek zarządza kwotą zebraną dla uczczenia pamięci ś. p. kol. inż. S. Nowkuńskiego, która przeznaczona jest na specjalny fundusz stypendialny imienia Zmarłego.

Do najpoważniejszych trosk Związku należało także dążenie do posiadania własnego lokalu. Na przeszkodzie stawały tu stale szczupłe środki finansowe. Przez szereg lat swej działalności Związek korzystał z bezpłatnej gościny w Instytucie Aerodynamicznym, gdzie posiadał do swej dyspozycji jeden pokój służący za sekretariat i salkę konferencyjną. Także zebrania odczytowe odbywają się w audytorium Instytutu.

W roku bieżącym Związek posiadł własny lokal, w którym znalazł pomieszczenie Sekretariat i Czytelnia i który obok użytku konferencyjnego nadaje się do małych zebrań towarzyskich. Lokal ten, składający się z trzech pomieszczeń, utrzymywany jest wspólnie z Redakcją Techniki Lotniczej. Należy oczekiwać, że zainstalowanie się Związku we własnym lokalu wpłynie dodatnio na żywotność i dalsze ożywienie działalności Związku.

Życie towarzyskie

W inicjatywie nad ożywieniem stosunków towarzyskich Związek upatrywał cenny czynnik współżycia i cementacji swego grona. Już pierwszy Zarząd roku 1928 zorganizował z powodzeniem wieczerzę koleżeńską. Szerszej i regularnej działalności w dziedzinie życia towarzyskiego stawał na przeszkodzie brak własnego lokalu; z tej też przyczyny prawdopodobnie podejmowane w latach późniejszych próby organizowania wieczorów towarzyskich na przystaniach wioślarskich WTW i Stowarzyszenia Techników nie dały pomyślniejszych rezultatów. Natomiast podjęta z powrotem w roku 1936 myśl urządzania koleżeńskich zebrań klubowych połączonych z wspólną wieczerzą, zyskała sobie prawo obywatelstwa i należy już poniekąd do tradycyjnych obowiązków. Frekwencja na wieczerzach tych dochodzi do 60 osób.

Zmarli Koledzy

W ciągu 10 lat swej działalności Związek poniósł dotkliwe a niepowetowane straty. Ubyło z jego grona 9 zasłużonych Kolegów, z których 4 poległo zaszczytną śmiercią lotnika.

W roku 1931 zginął ś. p. kol. Zygmunt Puławski.
1932 zginął ś. p. kol. Stanisław Wigura.
1934 zginął ś. p. kol. Kazimierz Baliński.
1935 zmarł ś. p. kol. Czesław Zawisza.
1936 zmarł ś. p. kol. Stanisław Nowkuński.
1936 zginął ś. p. kol. Jerzy Rzewnicki.
1937 zmarł ś. p. kol. Mikołaj Awałow.
1937 zmarł ś. p. kol. Michał Tłuchowski.
1937 zmarł ś. p. kol. Tomasz Turbiak.

**
*

Powyższy krótki przegląd historyczny miał na celu przedstawienie, w sposób możliwie przejrzysty i rzeczowy, powstania, stopniowego rozwoju, działalności i dorobku Związku Polskich Inżynierów Lotniczych na przestrzeni dziesięciu lat swego istnienia.

Jak z szeregu przytoczonych faktów oraz umieszczonych zestawień widać, Związek przeżył swój ciężki okres zaczątkowy, w ciągu którego rozwój zarówno jego działalności samokształceniowej i społecznej jak i życia towarzyskiego wśród swych członków — postępował siłą rzeczy, bardzo powoli. Okres ten przetrwał Związek zwycięsko, rozwijając się w organizację pożyteczną, spełniającą postawione sobie zadania i cele i rokującą dalszy zdrowy rozwój, oparty zawsze o dobro polskiej techniki lotniczej.

Polish Aeronautical Engineers Association 1928 — 1938

Summary

The constitutional meeting which resulted in founding the Polish Aeronautical Engineers Association took place on March 22nd 1938 in Warszawa. The principal aims of the Association are: propagating of aeronautical science, ensuring a satisfactory status of aeronautical education in Poland, providing necessary help for its members and promoting among them friendly relations. A short history of the Association describes its achievements in the follwing fields: meetings and congresses, promoting of science and self-education, excursions, publications, organization and finances, and social activities. After ten years of existence the Association numbers among its members practically all the leading technical personalities of the Polish Aviation, publishes its own journal Technika Lotnicza and hopes that the first ten years of basical development will be followed by a long period of extensive work for the benefit of the Polish Aviation and the welfare of the country.

Uwagi o charakterze pracy badawczej w lotnictwie*)

Prof. inż. Czesław Witoszyński

Trzeba się z góry zastrzec, że pomiędzy charakterem prac badawczych z dziedziny techniki lotniczej a pracami badawczymi z innych dziedzin techniki nie ma różnic zasadniczych. Tak jedne jak i drugie służą potrzebom danego działu techniki i przy wykonaniu opierają się o matematykę, fizykę, mechanikę, chemię itd. Nie ma tu różnic jakościowych. Natomiast istnieją znaczne różnice ilościowe i podkreślenie niektórych z pośród nich jest zadaniem niniejszych uwag. Zaznaczymy jeszcze krótko, że nie wszystko co się robi w laboratorium jest pracą badawczą, że raczej znaczna część czynności wykonywanych dziś w różnych laboratoriach i pracowniach, służących lotnictwu, zaliczyć należy do rzędu pomiarów technicznych. Jest rzeczą oczywistą, że dla osiągnięcia dobrego skutku użytecznego te dwa rodzaje prac muszą ulec w przyszłości należytemu rozgraniczeniu, gdyż obie grupy wymagają, jak wszędzie innych warunków i innych ludzi. Jednak uwagi niniejsze przeważnie dotyczyć będą obu rodzajów prac. Technika lotnicza jest młoda, wiek jej mało przekracza lat trzydzieści, a rozwój sam o sobie mówi. Nie będziemy mówili o tym, jakie czynniki go wywołały i podtrzymują go nadal, dosyć że jest on faktem. Często starzy, ci co patrzyli na pierwsze kroki lotnictwa, czasem nawet zasłużeni jego pionierzy są zaskoczeni, ale w tej dziedzinie konstrukcje, laboratoria, a czasem i ludzie, starzeją się szybko.

Technikę lotniczą, a więc i pracę badawczą w tej dziedzinie, charakteryzuje pośpiech, gdzieindziej rzadko spotykany. Kto w tej dziedzinie zostaje w tyle temu jest coraz trudniej dogonić konkurentów i chociaż by osiągnąć średni poziom.

Dalej technika lotnicza ma do czynienia ze zjawiskami niezmiernie złożonymi, codzień wyłaniają się nowe zagadnienia, zrozumiałe jest więc, że trzeba poświęcić bardzo wiele sił i środków na pracę badawczą, aby sprostać potrzebom chwili bieżącej, nie mówiąc już nawet o bliskiej przyszłości.

Trudności zwiększa jeszcze okoliczność, że urządzenia z innych dziedzin techniki, potrzebne do lotniczych prac badawczych, muszą posiadać nieraz specjalnie małe wymiary, albo specjalne właściwości tak, iż badacz lotnik musi być nieraz elektrotechnikiem lub konstruktorem maszyn, albo fizykiem na własne potrzeby. Przykłady: motory elektryczne do śmigieł modelów samolotów, regulacja ciągła motorów trójfazowych, wentylatory do tunelów o wielkiej prędkości, sprężarki do motorów lotniczych, fotografia prądów powietrza itd.

Samolot jest wielce złożonym układem licznych części. Badacz powinien by dostarczyć konstruktorowi nietylko danych, dotyczących poszczególnych części w oderwaniu od całości, lecz także danych ujmujących wzajemny wpływ części składowych jednych na drugie. Do dnia dzisiejszego nie zawsze to jest uskutecznione w wystarczającej mierze. Ta komplikacja zagadnień i idąca z nią w parze konieczność przystosowywania się zawsze do warunków miejscowych, powoduje wielkie trudności przy przeszczepianiu metod badawczych z jednego środowiska do drugiego. Dlatego to mamy odrębne metody amerykańskie, angielskie, francuskie, niemieckie itd., a dziś możemy już mówić o zaczątkach naszych własnych metod.

Tunele aerodynamiczne w Anglii, Francji i Niemczech do niedawna były budowane zupełnie inaczej, a ludzie tam pracujący, uznając zalety innych systemów, zdawali sobie doskonale sprawę, że normalnie pracujący tunel aerodynamiczny, przeniesiony do innego środowiska, może się okazać niezdatny do użytku z powodu złego dostosowania do miejscowych warunków. Te same uwagi można by zastosować do innych urządzeń badawczych, przeznaczonych na potrzeby lotnictwa.

Z pośród licznego szeregu nowych zagadnień wysuwanych przez szybki rozwój techniki lotniczej pierwszeństwo mają te, których rozwiązanie jest potrzebne natychmiast. Stwarza to nieraz konieczność rozwiązań zbyt przybliżonych, bo na dokładniejsze poznanie wchodzących w grę bardzo złożonych zjawisk najczęściej nie ma czasu, sił i środków. Właściwości powietrza pod względem przewodnictwa ciepła, lepkości itd. były od dawna naogół znane, znajomość ta nie jest jednak wystarczająca dla techniki lotniczej.

Dopiero technika lotnicza wywołała stwierdzenie, że przy znacznej prędkości lepkość, czyli tarcie, ujawnia się w powietrzu i innych ośrodkach ciągłych w przeważającej mierze na powierzchni poruszającego się w tym ośrodku ciała i że wywiera ono przeważający wpływ na postać opływu, na wielkość oporu i wymianę ciepła pomiędzy powierzchnią ciała a ośrodkiem. Dopiero technika lotnicza wywołała potrzebę bliższego zbadania zjawiska burzliwości, czyli turbulencji ruchu. Coraz większe prędkości stosowane w lotnictwie już dziś wymagają właściwego uwzględnienia wpływu ścisliwości powietrza.

Te wszystkie zagadnienia nie są jeszcze rozwiązane, chociaż pracuje nad nimi szereg poważnych badaczy. Są to zagadnienia złożone, należące raczej do fizyki, lecz tam nie modne. Muszą być traktowane równolegle doświadczalnie i teoretycznie. Wymagają one od badacza doskonałego przygotowania w naukach podstawowych, a szczególniej w mechanice ośrodków ciągłych i matematyce klasycznej.

Dochodzą do tego zagadnienia czysto mechaniczne jak drgania samolotu. Przykładem doniosłości tych zagadnień mogą być zjawiska występujące na organach sterowych w różnych warunkach lotu, praca śmigła itd.

Przytoczone przykłady wyjaśniają dlaczego lotnicza praca badawcza zatrudniać musi większą liczbę odpowiednio przygotowanych pracowników, niż to ma miejsce w innych dziedzinach badawczych. Potwierdza to zresztą i praktyka środowisk bogatych, gdzie sprawy badawcze traktowane są szerzej.

Charakterystyczną cechą konstrukcyj lotniczych, czy to będzie silnik czy płatowiec, jest lekkość. Dążenie do zapewnienia tej lekkości wywołuje potrzebę specjalnych badań. Tak więc, począwszy od badań właściwości specjalnych gatunków drzewa, mamy badania metalurgiczne, mające na celu otrzymy-

*) Streszczenie referatu wygłoszonego na Zjeździe Z. P. L. L. w dn. 30.X. 1938 r.

wanie coraz to lżejszych i wytrzymalszych stopów, stosowanych tak do budowy płatowców jak i silników. Dalej mamy badania z dziedziny termodynamiki w celu wyciągnięcia jak największej mocy z jednostki objętości cylindra, badania z dziedziny wytrzymałości różnych układów najczęściej statycznie niewyznaczalnych, mających na celu otrzymanie konstrukcji możliwie sztywnej i wytrzymałej, a równocześnie lekkiej — i różne inne badania. Pozostaje do omówienia jeszcze jedna właściwość, którą posiadać muszą wyniki każdej utylitarnej lotniczej pracy badawczej. Tą właściwością jest możliwie wielka ścisłość danych liczbowych, przeznaczonych do użytku praktycznego. Bardzo często ścisłość rachunku teoretycznego nie jest wystarczająca i zachodzi konieczność laboratoryjnego sprawdzenia doświadczalnego, w większej mierze niż w innych dziedzinach techniki. Taka konieczność zachodzi często pomimo tego, że do zagadnień lotniczych, związanych ze zjawiskami zachodzącymi w ośrodku ciągłym, rachunek teoretyczny jest stosowany w większej mierze niż gdzieindziej. Ta potrzeba ścisłości pociąga za sobą konieczność uzupełniania w jak najszerszej mierze na przykład pomiarów laboratoryjnych przez pomiary, wykonywane w locie. Niezbędną, a coraz więcej potrzebną technice lotniczej ścisłość zapewnić jej możemy tylko drogą drobiazgowego porównywania obu rodzajów pomiarów i wyciągania z tego odpowiednich wniosków i poprawek.

Na zakończenie parę słów o sposobach urządzenia i zorganizowania badawczej pracy lotniczej w środowiskach mających dłuższą tradycję w tym kierunku. Otóż w Ameryce, Anglii i Niemczech istnieją bardzo mało skrępowane przepisami i formalnościami komitety czy towarzystwa, mające w swoich rękach ogólne kierownictwo lotniczych prac badawczych i obciążone we właściwy sposób odpowiedzialnością. Komitety te popierają inicjatywę prywatną, zabiegają o wszczęcie prac nowych i starają się o środki materialne. Niezależnie od tego istnieją pracownie, mające specjalne przeznaczenie. We Francji jest inaczej. Wszystkie lotnicze pracownie badawcze oprócz fabrycznych są rządowe. Na pytanie, która z tych form jest lepsza, może dać odpowiedź tylko bliższe zanalizowanie ich warunków pracy i wyników. U nas były warunki specjalne. W roku dziewiętnastym, kiedy zachód posiadał już poważny dorobek badawczy, myśmy zaczynali od zera, albo raczej od wartości ujemnych. Dziś wyszliśmy ze stanu niemowlęctwa; pomiędzy pracą badawczą a techniką w dziedzinie aerodynamiki jest coraz lepsze zgranie i zrozumienie; przypuszczać też należy, że to samo jest w dziedzinie silników i że technika silnikowa gromadzi siły, aby zacząć tworzyć coraz to lepsze prototypy silników na wzór techniki płatowcowej, która tworzy coraz to lepsze prototypy samolotów.

Remarks on the Character of Research in Aeronautics

Summary.

In this lecture, presented before the Meeting of the Polish Aeronautical Engineers Association held on the account of the Association's 10-th Anniversary, the Author, founder and director of the Aerodynamic Institute at Warsaw, gives his views on the methods used in scientific research for aeronautical purposes. The differences between aeronautical research work, and investigation in other fields of science, are merely quantitative, not qualitative. The range of sciences which come to help the aeronautical specialist, and which he must be acqainted with, is very wide, including Mathematics, Physics, Mechanics, Chemistry, and many more. Both systematic research and occasional technical measurements must readily solve problems arisen by the quick step of aeronautical progress. The solution of practical problems has brought with a notable amount of new knowledge, although many of the problems are still yet to be solved, so the problems of turbulence, of high speds, &c. More than in other branches of engineering, use is made of theoretical computation. The utmost lightness needed in aircraft and engine structures leads to special research on the strength of materials, and stiffness and stability of structures. Flight tests and measurements require special apparatus and particular skill and invention. The results of theoretical computation, laboratory research, and flight tests, must be carefully confronted in order to obtain the greatest accurateness.

Współczesne kierunki rozwojowe w budowie płatowców*)

Inż. Wsiewołod Jakimiuk

Wstęp

Rozwój budowy płatowców jest uzależniony od szeregu czynników, z których główniejszymi są następujące:

1. Rozwój teorii lotnictwa.
2. Potrzeby ekonomiczne i polityczne danego kraju.
3. Sytuacja gospodarcza danego kraju.

Teoria lotnictwa jest ciągle w stanie intensywnej ewolucji. Dotychczas jeszcze nie rozporządzamy środkami teoretycznymi, pozwalającymi dokładnie określić warunki, w których pracuje samolot, co nie pozwala na ustabilizowanie form konstrukcji lotniczej, która dotychczas w większości wypadków ma cechy konstrukcji prowizorycznej. Stan ten uniemożliwia zorganizowanie masowej produkcji. Konstrukcja płatowców jest ściśle uzależniona od potrzeb ekonomicznych danego kraju.

Sytuacja polityczna może wymagać dużej ilości samolotów wojskowych, położenie geograficzne danego kraju i jego stosunki handlowe warunkują rozwój lotnictwa handlowego, wreszcie ilość zamożnych ludzi w kraju oraz uświadomienie sportowe wpływają na rozwój lotnictwa turystycznego i sportowego.

Sytuacja gospodarcza wywiera wpływ na ilość samolotów i na materiały, używane do ich budowy.

Teoria lotnictwa

Ruch płaski i symetryczny samolotu jest dostatecznie zbadany. Istnieją materiały doświadczalne, pozwalające konstruktorowi przewidzieć zachowanie się prototypu w ruchu płaskim symetrycznym. Materiały dotyczące ruchu przestrzennego niesymetrycznego są szczupłe i podane są w formie trudnej do wy-

*) Streszczenie referatu wygłoszonego na Zjeździe Z.P.I.L. w dn. 30.X.1938 r.

korzystania wobec czego konstruktor nie jest w stanie dostatecznie dokładnie przewidzieć własności samolotu pod względem stateczności i sterowności poprzecznej i kierunkowej.

Doświadczalna aerodynamika współczesna rozwija się w kierunku badań stateczności modelu względem trzech osi (doświadczenia Hirscha w Saint Cyr, tunele pionowe), jednocześnie przenosząc pomiary z tunelu na samoloty latające. Próby tunelowe będą wykonywane na modelach zaopatrzonych w śmigła.

Potrzeby ekonomiczne i polityczne

Sytuacja polityczna świata, szczególnie europejska, wymaga intensywnego rozwoju lotnictwa wojskowego na niekorzyść lotnictwa handlowego i turystycznego z wyjątkiem U. S. A., gdzie zbrojenia nie mają tego nasilenia co w Europie, a duże przestrzenie i układ ekonomiczny kraju sprzyjają rozwojowi lotnictwa handlowego. Lotnictwo turystyczne i sportowe najlepiej rozwija się w Anglii dzięki sportowemu usposobieniu narodu angielskiego i dużej ilości zamożnych ludzi.

Sytuacja gospodarcza

Sytuacja gospodarcza wpływa na ilość i metody produkcji oraz określa materiały używane do konstrukcji.

Materiały

Stopy lekkie.

Stopy aluminiowe ciągle doskonalą się, aczkolwiek nie należy się spodziewać znacznych postępów w stopach używanych obecnie (duraluminium). Oczekujemy dalszego kroku naprzód przez przemysłowe zastosowanie stopów zawierających metale ziem rzadkich, jak beryl, cyrkon itd. Odlewy aluminiowe i hiduminiowe znajdują co raz większe zastosowanie, szczególnie w krajach uprzemysłowionych jak U.S.A. Szybko rozpowszechnia się zastosowanie odlewów elektronowych. Wobec małej dokładności odlewów, ich seryjna obróbka nastręcza trudności ze względu na trudność skonstruowania przyrządów.

Stale.

Obecnie mają szerokie zastosowanie stale chromoniklowe o wysokiej wytrzymałości do części silnie natężanych i stale spawalne (chromomolibdenowe) do prętów pracujących. W przyszłości należy spodziewać się coraz większego zastosowania stali nierdzewnych spawanych punktowo. Samoloty o większych wymiarach, począwszy od 10.000kg prawdopodobnie będą całkowicie wykonane ze stali.

Drzewo.

Drzewo zwykłe jest wypierane przez stopy lekkie i stal. Ostatnio obserwujemy próby ponownego wprowadzania drzewa do konstrukcji w postaci drzewa warstwowego klejonego klejami syntetycznymi (Kaurit, Aerolit, Halila, Tego-film) pod ciśnieniem lub za pomocą nowych wetod konstrukcyjnych (skrzydło Cometa, kadłub Albastrosa). Prawdopodobnie drzewo pozostanie przez jakiś czas jako materiał dla małych samolotów, pomimo tego, że przy stosowaniu nowoczesnych metod przy fabrykacji samolotów metalowych (Erco, młot opadowy, wyciskanie gumą) konstrukcja drewniana nie jest o wiele korzystniejsza pod względem ceny niż konstrukcja metalowa.

Materiały plastyczne.

Materiały plastyczne są wyrabiane syntetycznie, co jest ich dużą zaletą. Są to celulozy impregnowane żywicami fenolowymi. Mają ciężar właściwy rzędu 1,5—1,7, wytrzymałość rzędu elektronu, lecz dosyć niski moduł Younga. Własności wytrzymałościowe mogą być ulepszone przez połączenie materiałów plastycznych z tkaninami. Materiały te doskonale nadają się do kształtowania i prasowania na gorąco. W najbliższym czasie przewiduje się stosowanie ich na mniej natężone części samolotu (obrzeża skrzydeł, stateczników).

W krajach uprzemysłowionych przygotowują się do szerszego zastosowania materiałów plastycznych. W Anglii lata kilkadziesiąt śmigieł z łopatami z tych materiałów i przygotowane są dwa projekty samolotów na 2600 kg i 4500 kg. Należy bezwzględnie rozpocząć badania w tym kierunku u nas.

Płótno.

Oprócz pokrycia skrzydeł i kadłubów w małych samolotach, płótno często stosuje się na pokrycie płaszczyzn sterowych dużych samolotów.

Metody obliczeniowe

W ostatnich latach rozwinęły się metody obliczeń konstrukcyj skorupowych i kesonowych, poparte licznymi próbami w tej dziedzinie. Przy konstrukcji płatowców będą prowadzone szczegółowe obliczenia głównych elementów i podzespołów.

Liczne próby elementów i podzespołów pozwolą na sprawdzenie metod obliczeniowych oraz na wyjaśnienie zagadnień trudnych do obliczenia. Takie próby pozwalają gromadzić materiał doświadczalny niezmiernie pożyteczny przy następnych konstrukcjach. Próba statyczna całego płatowca lub głównych jego zespołów (skrzydło, kadłub, opierzenie) zniknie zupełnie jako kosztowna i prawie nie dająca materiału doświadczalnego dla przyszłych konstrukcyj. Będzie prawdopodobnie robiona na jednym z płatowców wielkiej serii dla sprawdzenia jakości wykonania i wpływu przyrządów montażowych na wytrzymałość samolotu.

Metody konstrukcyjne

Konstrukcja kratowa.

Ten rodzaj konstrukcji jest ciągle szeroko stosowany szczególnie w samolotach średnich i małych. Ostatnio można zauważyć powrót do konstrukcji kratowej w skrzydłach bardzo dużych samolotów (Boeing transoceaniczny i inne).

Najczęściej stosuje się ją przy konstrukcjach stalowych spawanych. Zalety — łatwość obliczenia naprężeń i dobry dostęp do wewnątrz samolotu wskutek możliwości robienia otworów w pokryciu. Wady — mała sztywność i potrzeba dodatkowego ożebrowania dla zamocowania pokrycia, które nie jest pracujące. Koszt wykonania jest tego samego rzędu, co przy konstrukcjach skorupowych.

Konstrukcje skorupowe.

Znajdują coraz większe zastosowanie we wszystkich rodzajach samolotów. Zalety — większa sztywność przy tej samej wadze co kratowe i pełne wykorzystanie przestrzeni. Wady — trudność obliczenia i robienia otworów, trudniejsza naprawa.

Konstrukcje mieszane.

Ten rodzaj konstrukcji powstaje wskutek specjalnych wymagań, np. na samolotach wojskowych i jest

kompromisem nie zawsze logicznym z punktu widzenia konstrukcji.

Konstrukcje specjalne.

Istnieje cały szereg konstrukcyj, odbiegających od metod ortodoksalnych. Konstrukcja skrzydła Stiegera, konstrukcja geodetyczna, konstrukcja ulowa, konstrukcja Duncansona i inne. Żaden z tych typów nie znalazł większego rozpowszechnienia z wyjątkiem konstrukcji Duncansona, stosowanej w Niemczech na dużym wodnopłacie.

Metody fabrykacyjne

Wykonanie prototypu.

Istnieją dwie metody wykonania prototypu. Pierwsza polega na sporządzeniu najprymitywniejszych rysunków, prawie szkiców; wykonanie warsztatowe odbywa się przy pomocy minimum przyrządów o charakterze prowizorycznym. Metoda ta wymaga ciągłej i ścisłej łączności Biura Konstrukcyjnego z warsztatem, który musi mieć bardzo wykwalifikowany personel szczególnie kierowniczy. Metoda ta pozwala na szybkie wykonanie prototypu i stosowana jest przez wytwórnie, które nie są całkowicie pewne zamówienia serii, chociażby prototyp był udany.

Druga metoda polega na szczegółowym opracowaniu rysunków. Warsztat zaś wykonywa płatowiec, posługując się przyrządami celowo zaprojektowanymi i wykonanymi w sposób trwały tak, że w razie potrzeby mogą być użyte do budowy serii. Przy tej metodzie wykonanie prototypu jest wolniejsze, lecz znacznie skrócony zostaje czas przygotowania serii.

Wykonanie serii.

Przy wykonaniu serii dążymy do zastosowania ogólnych zasad produkcji: podziału pracy, specjalizacji, koncentracji, współpracy, mechanizacji i normalizacji metod produkcji.

Redukujemy do minimum części obrabiane mechanicznie, jak również prace ślusarskie, ręczne. Zasady te są głównymi wytycznymi już przy konstruowaniu prototypu, lecz przy opracowaniu serii ulegają dalszemu pogłębieniu.

Zmniejszenie obróbki mechanicznej osiąga się przez unikanie skomplikowanych części w konstrukcji i przez stosowanie jak najszersze części prasowanych, odkuwek i odlewów. Znacznym krokiem naprzód w tym kierunku jest wprowadzenie odlewów elektronowych. Prace ślusarskie i blacharskie są w znacznym stopniu zmechanizowane przez wprowadzenie szeregu specjalnych maszyn i metod, jak: Erco, młot opadowy, drykierki, dziurkarki, klepaczki, szybkobieżne wycinaczki, prasowanie i wycinanie gumą itd.

Przyrządy.

Celowo i szczegółowo przemyślane przyrządy skracają czas montażu zespołów i co najważniejsze pozwalają na użycie niewykwalifikowanego personelu (kobiety, co jest bardzo ważne na wypadek wojny). Przyrządy te czasem wydają się zbyt kosztowne dla tak małych serii, jakie są w lotnictwie, lecz powyższa uwaga uzasadnia potrzebę tej metody.

Przemysł pomocniczy.

W myśl zasady specjalizacji chętnie korzysta się z przemysłu pomocniczego, który bardzo intensywnie rozwija się w krajach uprzemysłowionych i oddaje wielkie usługi. Przemysł pomocniczy nie może być stworzony w sposób sztuczny przez faworyzowanie pewnych firm. Najpierw powstaje istotna potrzeba, a później zdrowy przemysł. W naszym przemyśle lotniczym odczuwa się wielką potrzebę przemysłu pomocniczego, który rozwija się opornie.

Firmy istniejące nie mają personelu technicznego, mogącego wykonać zadania według ogólnych wskazówek wytwórni płatowców. Wytwórnia płatowców przeważnie musi sama szczegółowo opracować projekt i zostawić firmie pomocniczej tylko wykonanie warsztatowe. Nie odciąża to całkowicie wytwórni płatowców.

Osprzęt i mechanizmy

Przyrządy pokładowe.

Ilość przyrządów pokładowych, używanych przez pilota ulegnie zmniejszeniu przez komasację (kontroler lotu, kontroler silnika). Na dużych samolotach, przeznaczonych do przelotów ilość przyrządów wzrasta, lecz obsługiwanie tych przyrządów przerzuca się na mechaników.

Przewidujemy automatyzację pilotażu sposobem aerodynamicznym (Constantin).

Mechanizmy.

Ilość mechanizmów wzrasta (regulacja chłodzenia, prawdopodobnie regulacja stanu warstwy powierzchniowej, regulacja powierzchni nośnej), lecz dążymy do zautomatyzowania tych mechanizmów.

Typy płatowców

Turystyczne i sportowe.

W tej kategorii rozwój idzie głównie w trzech kierunkach: motoszybowca o mocy 25—30 KM, samolotu dwuosobowego 100 KM i wieloosobowego 160—200 KM. Dążymy do taniości, bezpieczeństwa i wygody, stawiając szybkość na drugim planie.

Komunikacyjne.

Zaznacza się szybki rozwój dużych samolotów 40—50-miejscowych o dużym komforcie i bezpieczeństwie. Szybkość wzrasta wolniej, niż w latach ubiegłych. Na drodze do realizacji praktycznej są samoloty substratosferyczne.

Wojskowe.

Stwierdzić można tendencję do zmniejszenia ilości różnych typów. Dla zachowania elastyczności w produkcji wobec możliwych zmian taktyki przewiduje się fabrykację małymi seriami przy zachowaniu dużego potencjału fabrykacyjnego.

Pożądane typy silników

Z punktu widzenia dostosowania silnika do konstrukcji płatowców wysuwa się następujące postulaty:

dostosowanie zewnętrznego gabarytu silnika do wymagań aerodynamiki;

zmniejszenie zużycia paliwa i oleju na jednostkę mocy i czasu;

zwiększenie mocy startowej, co umożliwi zmniejszenie powierzchni nośnej;

dla samolotów szybkich i o dużym pułapie potrzebna jest sprężarka podwójna lub napędzana poprzez skrzynkę biegów;

napędy pomocnicze na silniku muszą być celowo rozmieszczone;

regulacje wszelkich poprawek winny być sterowane automatycznie.

Zaznacza się dążenie do podniesienia temperatur działania silnika i do opanowania i dokładniejszej regulacji chłodzenia.

Dla lotnictwa popularnego niezbędne jest stworzenie małego silnika prostej konstrukcji, wolnego od drgań.

Pożądane typy śmigieł

Wobec coraz większych mocy stosowanych w jednostce silnikowej niezbędne staje się zmniejszenie ciężaru śmigła. Na rozwiązanie czeka uproszczenie napędu w śmigłach o łopatkach sterowanych. Możliwe wydaje się powiększenie wydajności śmigła.

Modern Trends in Aeroplane Design

Summary.

Paper read before the Meeting held on the X-th Anniversary of the Polish Aeronautical Engineers Association.

The development in aeroplane design is influenced by various factors, principally by the state of knowledge about flight phenomena, and by the political and economical situation. The theory of flight is not yet achieved, as the unsymmetric three-dimensional motion of an aircraft is not fully accessible to theory. The political situation may put forward the construction of great quantities of military aircraft. The development of civil aircraft follows the economical situation of a given country.

The paper reviews in their present state the various elements which affect by their evolution the design of aircraft. These are: the materials employed, the methods of calculation and of design, workshop practice, the possibilities of the suppliers to the aircraft industry, and the accessories and mechanisms fitted on the aeroplane. The principal features of the engine and of the airscrew which seem desirable from the standpoint of aeroplane design are shortly discussed.

Rzut oka na obecny stan i tendencje w konstrukcji silników lotniczych*)

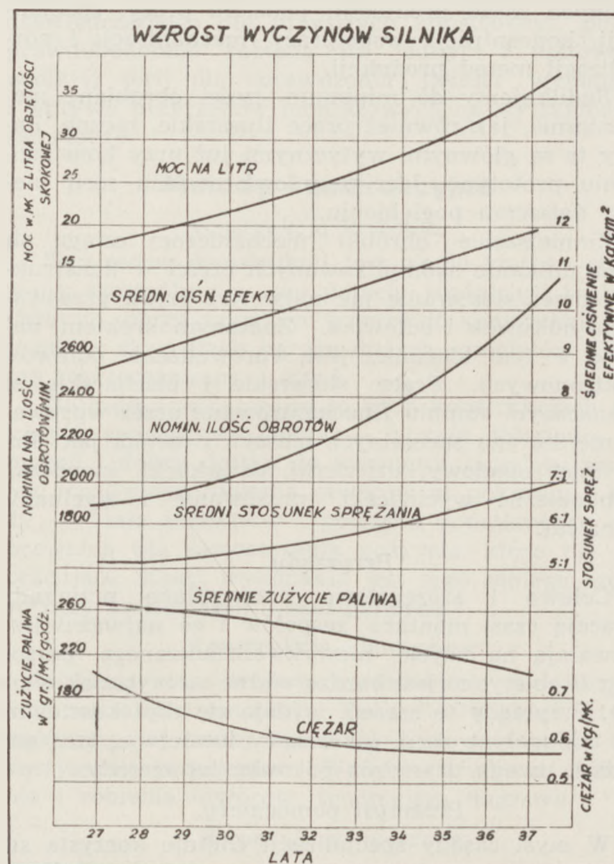
Inż. Kazimierz Księski

Wzrost wyczynów silników lotniczych w ostatnim dziesięcioleciu

Jeżeli porównamy silniki dzisiejsze z silnikami podobnych typów z przed lat dziesięciu, to poza pewnymi, niezbyt zresztą zasadniczymi zmianami w sylwetce silnika, oraz kształtach jego organów, uderzy nas przede wszystkim ogromna różnica między wyczynami obu tych kategorii silników. Istotnie silnik dzisiejszy rozwija z litra objętości skokowej zgórą dwukrotnie wyższą moc, niż silnik z przed lat dziesięciu tego samego typu i o tym samym litrażu.

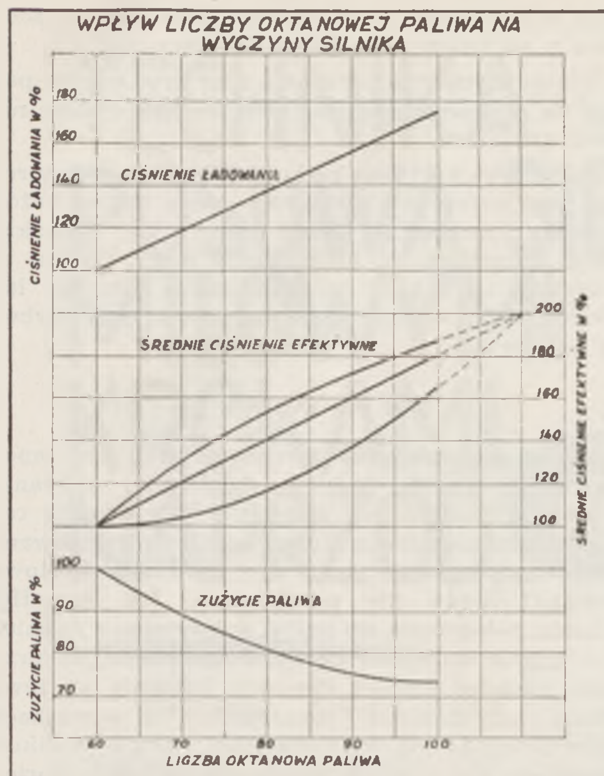
Plastyczniej uwydatni się różnica w wykresie rys. 1, gdzie w postaci krzywych przedstawiono wzrost wyczynów kilku typowych dużych silników gwiazdowych, chłodzonych powietrzem. Wykres oparty jest po większej części na statystykach amerykańskich i podaje średnie wyniki osiągnięte w latach 1927 — 1937. Widzimy, że moc wydobywana z litra objętości skokowej wzrosła w tym czasie średnio o 100 do 120%. Średnie ciśnienie efektywne przy starcie zwiększyło się o 37% dochodząc do 11,9 kg/cm². Średnie ciśnienie efektywne przy mocach przelotowych wykazuje wzrost z 6,3 do 9,5 kg/cm². Ilość obrotów wału korbowego wzrosła o 50%, a zużycie paliwa przy szybkościach przelotowych zmalało o 30%.

Najmniej stosunkowo zmienił się ciężar jednostkowy silnika, gdyż spadek jego wynosi poniżej 30%. Pod tym względem jednak statystyka nie daje wiernego obrazu ewolucji form silnika, ponieważ wlicza do ciężaru silnika także ciężar mechanizmów pomocniczych dołączonych do niego. Ilość tych mechanizmów obsługujących różne urządzenia samolotu, oraz przyrządy nawigacyjne wzrosła ogromnie w ostatnich latach, a silnik stał się centralą energetyczną o zadaniach bardzo różnorodnych. Silnik wzbogacił się przytem o nowe grupy organów, jak sprężarka i reduktor. Zautomatyzowanie pracy niektórych organów silnika wymagało dodania szeregu mechanizmów kontrolnych i sterujących. Poza tym konstruktorzy nie wahali się projektować pewnych części silnika ciężej, zwiększając przez to sztywność i trwałość tych części, oraz pewność ruchu silnika.



Rys. 1.

*) Referat wygłoszony na Zjeździe Z.P.I.L. w dn. 30.X.1938 r.



Rys. 2.

Odbiło się to korzystnie na okresach pracy silnika między remontami, które to okresy z 300 godz. przed dziesięciu laty wzrosły dziś do 600 godz.

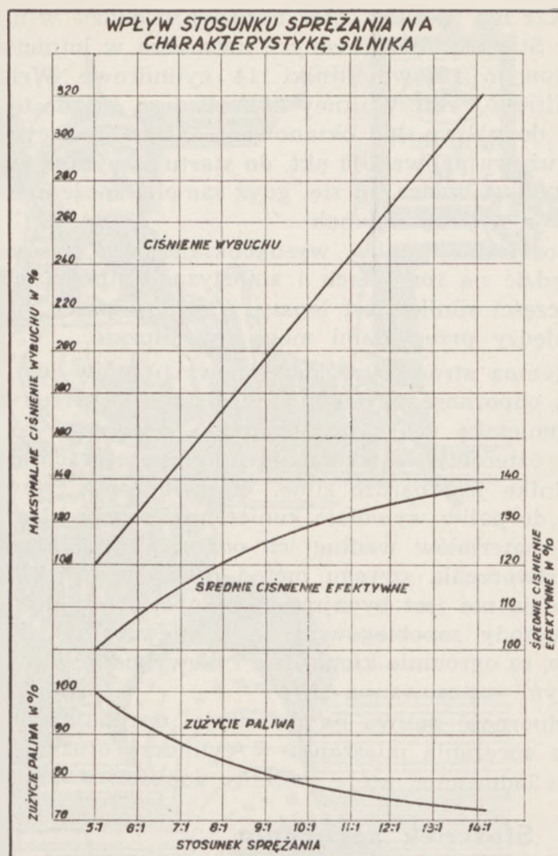
Czemu należy przypisać tak znaczny postęp?

Utarło się mniemanie, że wzrost wyczynów silnika zawdzięcza się prawie wyłącznie lepszej jakości obecnie używanych paliw. Paliwa te pozwalają napełnić cylinder mieszanką o znacznie wyższym ciśnieniu i temperaturze, niż to było możliwe dawniej, i pozwalają więcej sprężyć mieszankę w cylindrze bez obawy detonacji i groźby zniszczenia silnika.

Niewątpliwie, gdyby jakość paliwa nie uległa zmianie, jedynie niewielki ułamek owego 110% wzrostu mocy odnajdywalibyśmy dziś w silnikach. Z drugiej strony jednak nie ulega wątpliwości, że nawet przy użyciu najlepszych dzisiejszych paliw moc silników z przed dziesięciu laty dałaby się podnieść tylko w szczupłym zakresie. Silnik ówczesny nie wytrzymałby tak intensywnego dokarmiania, jakie stosujemy dzisiaj.

Nie da się powiedzieć, która część silnika zawiodłaby pierwsza. Prawdopodobnie w każdym typie silnika defekt byłby inny. W jednym nie wytrzymałyby łożyska, w drugim sworznie tłokowe, w innym zawory, świece lub tłoki.

W dobrym silniku lotniczym wymiary części są tak dobrane do obciążeń, że współczynnik bezpieczeństwa jest wszędzie prawie ten sam, nie za duży, aby konstrukcja była lekka, i nie za mały, gdyż groziłoby to całości silnika. Każde zatem przeciążenie silnika umożliwione n. p. lepszą jakością paliwa wymagało dostosowania do nowych warunków pracy szeregu organów. Trop w trop za postępami w dziedzinie paliw szła ewolucja w konstrukcji silnika, w doborze coraz to lepszych materiałów, w udoskonaleniu dokładności obróbki i montażu.



Rys. 3.

Paliwo stwarzało tylko nowe możliwości. Rzeczą konstruktora, metalurga i warsztatowca było je wyzyskać.

Celem dzisiejszego odczytu będzie właśnie rozpatrzeć w jaki sposób te możliwości zostały wykorzystane, gdzie znajdujemy się obecnie, i w jakim kierunku pójdzie postęp w najbliższych latach.

Szczupłość czasu stojącego do dyspozycji nie pozwoli nam niestety objąć całokształtu zagadnienia. Musimy pominąć stronę materiałową i wykonawczą, gdyż każda z nich stanowi osobne studium. Ograniczymy się również do rozpatrywania tylko najbardziej typowych silników wybuchowych, czterosuwowych o dużych mocach. Pominiemy konstrukcje wybiegające poza szablon, o ile nie znalazły szerszego zastosowania, nie będziemy również omawiać silników o małych mocach, gdyż stanowią one osobną kategorię.

Paliwa

Wpływ liczby oktanowej paliwa na dopuszczalne ciśnienia ładowania, średnie ciśnienie efektywne oraz zużycie paliwa przedstawia wykres rys. 2. Jako punkt wyjścia 100% przyjęto paliwo o liczbie oktanowej 60. Co do wielkości wpływu liczby oktanowej paliwa na średnie ciśnienie efektywne a zatem na moc silnika opinie są podzielone. Na rys. 2 wykreślono trzy różne krzywe na podstawie niezależnie od siebie przeprowadzonych pomiarów. Najwięcej zaufania budzi krzywa środkowa, zwłaszcza że obie krzywe skrajne schodzą się z nią w końcowych punktach.

Paliwo 100 oktanowe (wg. metody pomiarowej U. S. Army, co odpowiada ok. 97 oktanom wg. me-

tody C.F.R.) zaczyna coraz bardziej wchodzić w użycie w Stanach Zjednoczonych zwłaszcza w lotnictwie wojskowym. Nowe silniki 14 cylindrowe Wright 42,6 litra i Pratt Whitney 35,6 litra są już dostosowane do paliwa 100 oktanowego. Kilka linii cywilnych używa paliwa 100 okt. do startu a wyższy koszt tego paliwa opłaca im się, gdyż samolot może zabrać znacznie większy ładunek.

Stosowanie paliw wysokooktanowych pozwala oszczędzić na remontach i amortyzacji silnika, gdyż stan części silnika jest lepszy, a okresy pracy silnika między przeglądami mogą być dłuższe.

Ujemną stroną wysokooktanowych paliw jest to, że ich odporność na detonację uzyskuje się przez dużą domieszkę czteroetylku ołowiu. Działanie korozyjne czteroetylku w wysokich temperaturach pracy silnika jest bardzo silne. Wprowadzenie czteroetylku do paliw wywołało konieczność nowej klasyfikacji materiałów według ich odporności na korozję oraz stworzenia szeregu metod ochronnych. Walka z korozją nie jest bynajmniej zakończona, a dzisiejsze metody zapobiegawcze, choć niewątpliwie skuteczne, są ogromnie kłopotliwe i niewygodne w praktycznym zastosowaniu.

Odporność paliwa na detonację decyduje o stosunku sprężania mieszanki w cylindrze oraz o ciśnieniu ładowania, które możemy dopuścić w silniku.

Stosunek sprężania

Wpływ stosunku sprężania na maksymalne ciśnienia wybuchu, średnie ciśnienie efektywne, oraz zużycie paliwa przedstawia wykres rys. 3. Jak widzieliśmy z wykresu poprzedniego, stosunek sprężania wzrósł w ostatniej dekadzie prawie do 7:1 przy użyciu paliwa 87 oktanowego. Paliwo 100 oktanowe pozwoli prawdopodobnie podnieść stosunek sprężania do 7,5 : 1 lub 8:1, co oczywiście odbije się korzystnie na zużyciu paliwa. Z tą chwilą jednak zbliżymy się do granicznego stosunku sprężania, który opłaca się stosować w silnikach wybuchowych obecnej konstrukcji. Z wykresu rys. 3 widzimy, że im wyższy stosunek sprężania, tym zysk w postaci podwyższenia średniego ciśnienia efektywnego, oraz oszczędności w zużyciu paliwa maleje. Równocześnie niezmiernie szybko rośnie maksymalne ciśnienie wybuchu. Powoduje to spadek mechanicznej sprawności silnika na skutek wzrostu nacisków na ściany cylindrów i na panewki, a zatem na skutek zwiększonych oporów tarcia. Wysokie ciśnienie wybuchu pociąga za sobą konieczność wzmocnienia układu korbowego wraz ze wszystkimi ujemnymi skutkami w postaci wzrostu ciężaru silnika, sił masowych, oporów etc.

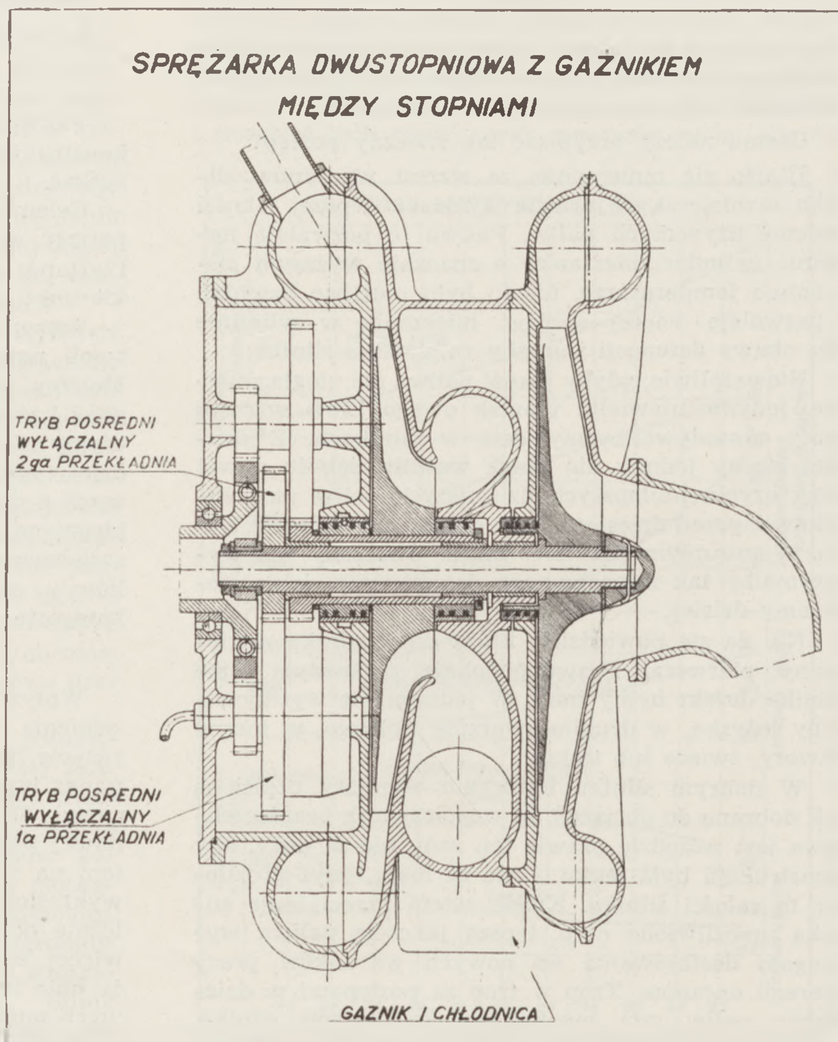
Na ogół silniki dostosowane do znaczniejszych wysokości dopuszczają niższe stosunki sprężania, niż silniki przyziemne. Wynika to na skutek stosowania w pierwszym wypadku wyższych ciśnień ładowania a co zatem idzie gorętszej mieszanki.

Silniki suwakowe pozwalają przy tym samym paliwie na stosunek sprężania o jednostkę wyższy niż silniki zaworowe.

Dodatkową korzyścią podwyższenia stosunku sprężania jest wzrost mocy silnika o około 5% na każdą jednostkę sprężania. Jeżeli dąży się jednakże przede wszystkim do podniesienia mocy silnika, to korzystniej uzyska się to, zwiększając ciśnienie ładowania, gdyż wtedy maksymalne ciśnienia wybuchu będą niższe.

Sprężarki

Początkowo używano sprężarek tylko dla zapobiegania spadkowi ciśnienia dolotowego mieszanki w miarę wznoszenia się samolotu. Przy pomocy regulatora uruchamianego olejem od silnika regulowano otwarcie przepustnicy tak, aby ciśnienie dolotowe mieszanki nigdy nie przekraczało 760 mm Hg. W miarę polepszenia się paliw podwyższano stopniowo ciśnienie dolotowe, doładowując silnik już przy ziemi. Zaczęto również stosować ciśnienie startowe wyższe, niż ciśnienie dopuszczalne w warunkach ciągłej pracy silnika. Przy ciśnieniu startowym silnik przegrzewa się, a zatem stosowanie ciśnienia starto-



Rys. 4.

wego możliwe jest tylko na krótki przeciąg czasu (1 — 3 min.), dopóki temperatury cylindrów nie przekroczą wartości dopuszczalnych.

Najwyższe ciśnienia ładowania, jakie się stosuje przy paliwie 87 oktanowym, dochodzą obecnie do 1100 mm Hg. przy starcie. Paliwo 100 oktanowe pozwoli oczywiście na znaczne zwiększenie dopuszczalnych ciśnień ładowania, a tym samym na równorzędne podwyższenie mocy wydobywanej z litra objętości skokowej silnika.

Wysokość, do której sprężarka utrzymuje stałe ciśnienie ładowania, czyli tak zw. wysokość nominalna silnika, bądź też stopień doładowania silnika ograniczone są temperaturą mieszanki. W silnikach gwiazdowych, gdzie sprężarka gra również rolę rozdzielacza mieszanki, umieszczenie chłodnicy między sprężarką a cylindrami jest praktycznie niemożliwe. Chłodnicę stanowi do pewnego stopnia gaźnik, gdyż parujące paliwo bardzo silnie obniża temperaturę sprężanej mieszanki. Umieszczenie gaźnika przed sprężarką zmusza nas do popełniania anachronizmu z punktu widzenia gospodarki energetycznej silnika, mianowicie do podgrzewania powietrza dopływającego do gaźnika, oraz samego gaźnika, aby uniknąć obmarzania gardzieli i przepustnicy.

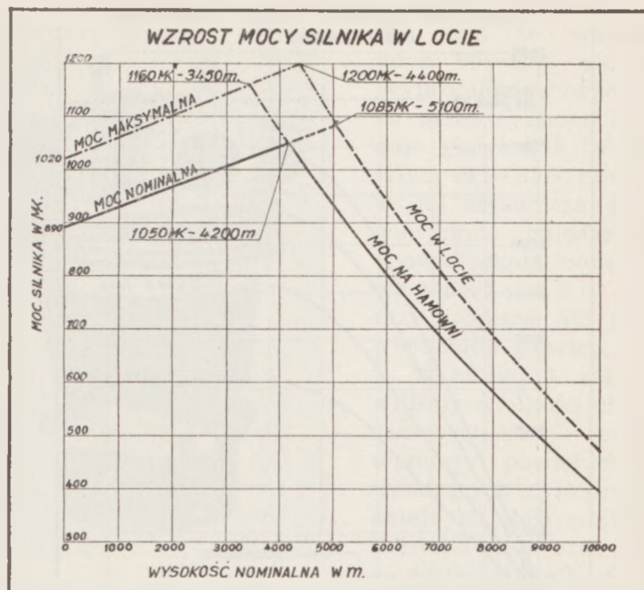
Korzystniej pod tym względem przedstawia się umieszczenie gaźnika poza sprężarką. Jest to możliwe tylko w silnikach szeregowych. Wadą tego systemu jest krótkość przewodów między gaźnikiem a cylindrami, co nie pozwala na dokładne odgazowanie mieszanki i powoduje nierówny jej rozdział między cylindry. Aby temu zapobiec stosuje się kilka gaźników. Przykładem takiego układu są chłodzone wodą silniki Hispano-Suiza, które na 12 cylindrów mają 6 gaźników.

Sprężarki jednostopniowe buduje się obecnie do wysokości 4700 m.

Przy używanym powszechnie mechanicznym napędzie sprężarek liczba obrotów wirnika sprężarki jest stałą wielokrotnością ilości obrotów wału korbowego. Jedynym zatem sposobem regulacji ciśnienia mieszanki dopływającej do cylindrów jest dławienie jej u wlotu do sprężarki. Ten sposób regulacji pogarsza bardzo znacznie sprawność sprężarki, a powodując wysokie temperatury mieszanki ogranicza silnie możliwości startowe silnika.

Aby poprawić warunki pracy sprężarek przy ziemi kilka fabryk lotniczych wprowadziło ostatnio sprężarki dwuszybkościowe o podwójnej przekładni przełączalnej w biegu. Pomysł dość stary, jednakowoż konstrukcyjne jego rozwiązanie napotykało na duże trudności ze względu na olbrzymie opory bezwładności mechanizmów sprężarki wirujących z szybkościami dochodzącymi niejednokrotnie do 30.000 obr./min. Zagadnienie udało się rozwiązać przy pomocy tarczowych sprzęgieł, sterowanych hydraulicznie.

Przekładnie sprężarek dwuszybkościowych są tak dobierane, aby sprawność sprężarki na pierwszym biegu była najkorzystniejsza przy ziemi, względnie przy szybkościach startowych, przy drugim biegu możliwie już najwyżej. Pozwala to budować sprężarki dwuszybkościowe do wysokości nominalnych nieco wyższych, niż sprężarki pojedyncze. Sprawność jednakże takich sprężarek na wysokościach średnich



Rys. 5.

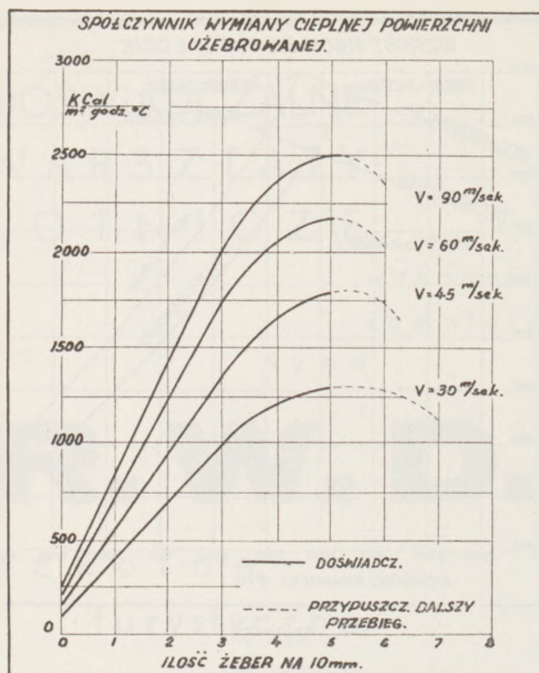
2000 — 3000 m jest niższa niż sprężarek pojedyńczych. Jest to ich wadą tym bardziej, że wysokość 2000 — 3000 m jest najczęstszą wysokością podróżną dzisiejszych samolotów. Przy wysokościach nominalnych ponad 5000 m sprężarka musi być już dwustopniowa, możliwie z chłodzeniem mieszanki. W silnikach gwiazdowych chłodnicę zmieścić można jedynie między obu stopniami sprężarki, gaźnik zaś albo przed sprężarką albo również za pierwszym stopniem. To drugie umieszczenie gaźnika wydaje się najwłaściwsze, gdyż odpada konieczność podgrzewania powietrza dolotowego. Tego rodzaju układ wskazuje schematycznie rys. 4.

Na małych wysokościach pracuje tylko drugi stopień sprężarki przy czym gaźnik ssie powietrze, albo przez dodatkowy dolot między stopniami, albo przez pierwszy wirnik, który dla zmniejszenia oporów przepływu może obracać się luźno jak wiatrak. Korzystniej byłoby napędzać pierwszy wirnik na zredukowanej ilości obrotów, aby lekko podgrzać powietrze przed gaźnikiem. Można również, i to będzie naj-

Tablica 1

Wzrost powierzchni chłodniczej cylindra z głowicą kutą w miarę rozwoju silnika

Silnik Bristol	Moc startowa w KM			Powierzchnia chłodnicza w cm²		
	silnika	na 1 litr objętości skokowej	na cylinder	łączna głowicy i tulei	na 1 litr objętości skokowej	na 1 KM mocy startowej
Jupiter 1921	380	13,3	42 2	7620	266	180
Jupiter 1929	540	18,9	60	7930	277	132
Pegasus 1931	590	20,6	65,5	10420	364	159
Pegasus 1934	770	26,9	85,5	13900	486	163
Pegasus 1935	950	33	105	17350	605	165
Pegasus 1938	1010	35,2	112	18800	655	168



Rys. 6.

lepsze z punktu widzenia sprawności, zastosować przekładnię dwuszybkościową do sprężarki dwustopniowej.

Ogromnie uprościłoby całe zagadnienie zastosowanie turbosprężarek napędzanych gazami wydechowymi silnika. Niestety, mimo że upłynęło już z górą 20 lat od chwili gdy Rateau zbudował pierwszą turbosprężarkę, nie udało się dotychczas rozwiązać definitywnie chłodzenia wirnika turbiny spalinowej, ani też wytworzyć materiałów wystarczająco wytrzymałych w temperaturach pracy turbiny. Istnieje cały szereg nadzwyczaj pomysłowych rozwiązań chłodzenia wirnika turbiny, co jednak nie przeszkadza, że wirniki nie wytrzymują więcej, jak 35 godzin pracy.

Korzystniej przedstawia się ta sprawa dla silników Diesla, gdzie niższe temperatury gazów wydechowych pozwoliły na stosowanie turbosprężarek w skali zupełnie przemysłowej.

W szybkich samolotach można wyzyskać ciśnienie szybkości postępowej samolotu dla dodatkowego doładowywania silników, przez odpowiednie ukształtowanie i umieszczenie rękawa dolotowego gaźnika. Z wykresu rys. 5. widzimy, że można w ten sposób zwiększyć wysokość nominalną silnika nawet o 1000 m zyskując równocześnie do 4% mocy.

Chłodzenie

Jak zaznaczyliśmy na początku, moc wydobywana z litra objętości skokowej wzrosła w ostatnim dziesięcioleciu średnio o 110%. Sprawność termiczna cyklu oraz sprawność ogólna silnika zwiększyła się również na skutek podwyższenia stosunku sprężania. oraz udoskonaleń w konstrukcji silnika. Jednakże wzrost sprawności nie był znaczny i niewiele przekroczył 10%. Wzrost zatem mocy silnika należy w głównej mierze przypisać doładowaniu silnika czyli wprowadzaniu do cylindrów w jednostce czasu dwa razy większej ilości (wagowo) mieszanki, niż to miało miejsce w silnikach dawniejszych. Jest to równoznaczne ze zdwojeniem ilości ciepła wywiązującego się podczas wybuchu.

Jak wiemy około 40%—50% całkowitej ilości wytworzonego ciepła przechodzi na ściany cylindra oraz tłoka, zaworów i świec. Ze względu na warunki pracy tych elementów temperatury cylindra nie mogą być zbyt wysokie. Możliwość zwiększenia mocy jednostkowej silnika związana jest zatem ściśle z udoskonaleniem sposobów jego chłodzenia.

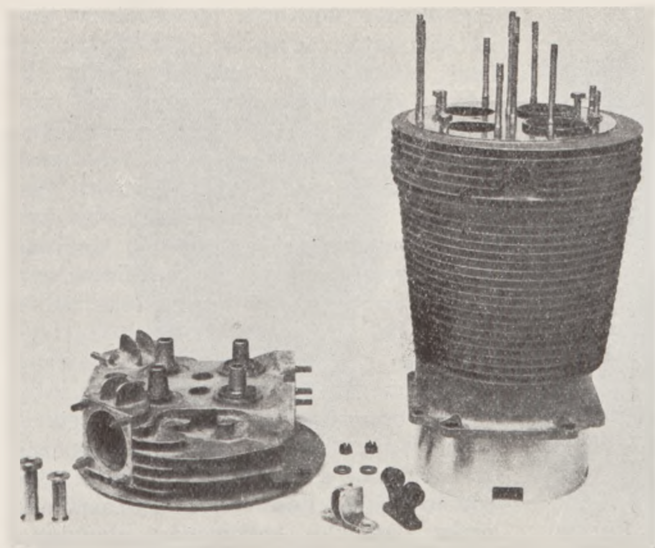
W silnikach chłodzonych cieczą, gdzie element wypromieniowujący ciepło jest niezależny od elementu grzanego i gdzie na skutek tego wydajność chłodzenia można stosunkowo łatwo zwiększyć, zagadnienie jest w dużej mierze uproszczone.

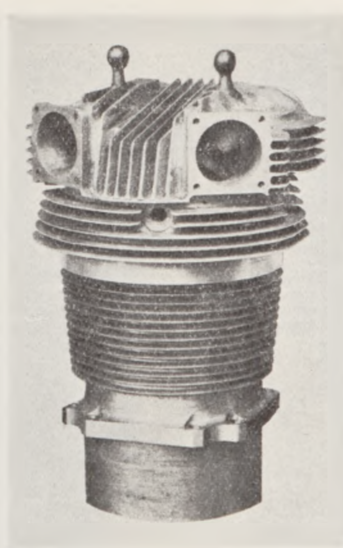
W silnikach chłodzonych powietrzem zasadniczą trudność stanowią ograniczone wymiary powierzchni odprowadzających ciepło. Żebruje się tylko głowicę i tuleję cylindra, a powierzchnia na której rozmieszcza się żeberka określona jest ściśle litrażem i ilością cylindrów. Gęstość rozstawienia żeberek oraz ich wysokość ograniczona jest ze swej strony względami na ich sprawność i możliwość wykonania. Ta ostatnia jest w obecnej chwili decydująca. Jak bo-

Tablica 2

Wzrost powierzchni chłodniczej cylindra z głowicą laną w miarę rozwoju silnika

Silnik Gnome-Rhône	Moc nominalna			Powierzchnia chłodnicza w cm²								
				na cylinder			na 1 litr obj. skok.			na 1 KM mocy		
	silnika	na 1 litr objętości skokowej	na cylinder	głowicy	tulei	łączna	głowicy	tulei	łączna	głowicy	tulei	łączna
14 K	870	22,5	62	4270	3830	8100	1550	1390	2940	69	61	130
14 K typ. kolonialny . .	870	22,5	62	4270	3980	8250	1550	1440	2990	69	64	133
14 N — 01	980	25.3	70	7000	5100	12100	2530	1850	4380	100	73	173
14 N — 09	1050	27,2	75	9900	4650	14550	3580	1680	5260	132	62	194
14 N w studiach				11600	4650	16250	4200	1680	5880			
14 P	1300	33.6	93	14200	4650	18850	5140	1680	6820	153	50	203





Rys. 7-a. Cylindry siln. Jupiter z r. 1921 (lewy) i 1929 (prawy).

Nie jest to ważne, gdyż 60—65% ciepła wypromieniowywanego przez cylinder oddaje głowica, a tuleja tylko 40 — 35% mimo, że jej zasadnicza powierzchnia chłodzenia (powierzchnia podstawy żeber) jest 2 — 2.5 razy większa niż powierzchnia głowicy.

W tablicy 1 zestawiliśmy wielkości charakterystyczne oraz wymiary powierzchni chłodzących cylindrów kolejnych serii silnika Bristol Jupiter oraz jego następcy silnika Pegasus. Widzimy, że w ciągu 17 lat rozwoju moc startowa tego silnika wzrosła o 166%. Równocześnie powierzchnia chłodząca cylindra przypadająca na 1 litr objętości skokowej wzrosła prawie w tym samym stosunku bo o 148%. Natomiast powierzchnia chłodąca przypadająca na 1 KM mocy startowej pozostała ta sama co przed 17 laty.

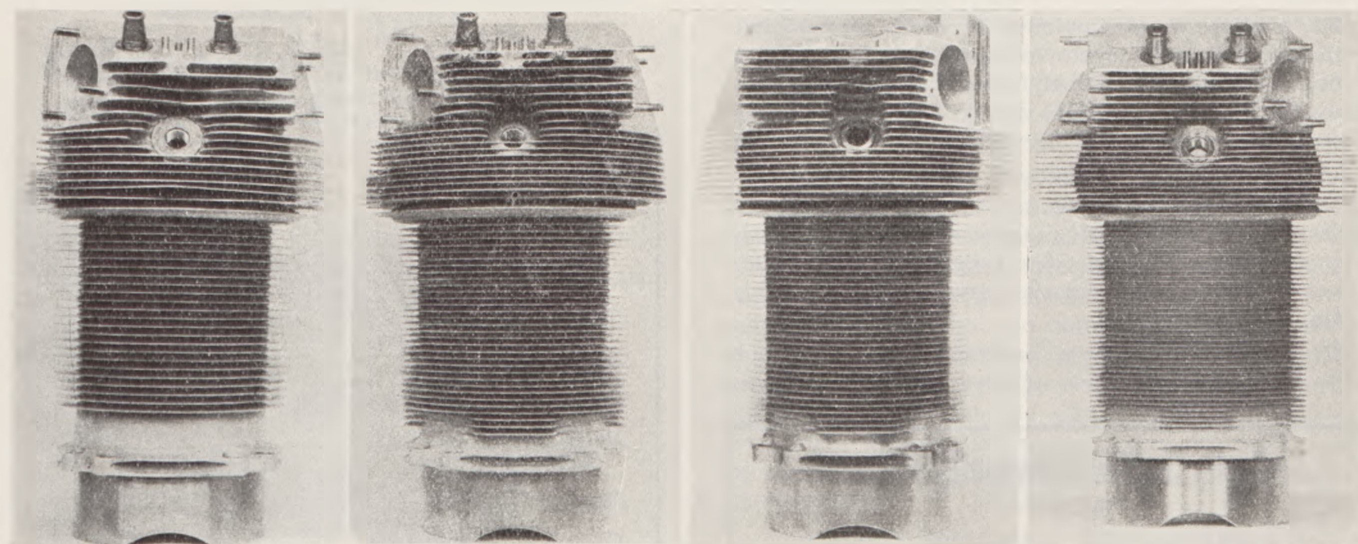
Rys. 7 a i b przedstawia cylindry wyszczególnione w tablicy 1.

Podobne zestawienie dla silników z laną głowicą widzimy w tabl. 2. Oddzielnie podano tu powierzchnię chłodzącą tulei cylindra, oddzielnie głowicy. W ten sposób uwydatnił się lepiej rozwój głowicy pod wpływem postępów techniki odlewniczej. Wzrost powierzchni żeberek tulei nie przekracza 21,5%, natomiast powierzchnia chłodnicza lanej głowicy zwiększyła się aż o 232%. Charakterystyczne jest, że stosunek powierzchni chłodniczej tulei cylindra do mocy rozwijanej przez silnik zmalał. Mimo to obecne tuleje nie są gorętsze, niż w pierwszych seriach sil-

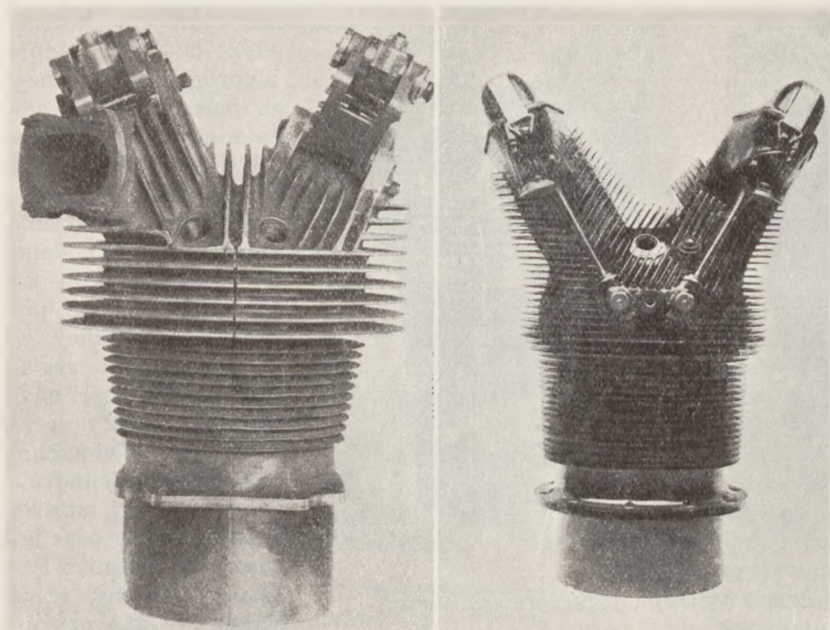
wiem widzimy z wykresu rys. 6, żeberka można zbliżyć do siebie na 2,5 a nawet 2 mm bez zbytniego obniżenia współczynnika wymiany cieplnej powierzchni użebrowanej. Natomiast ze względów odlewniczych z podziałką żeber na głowicy nie schodzimy poniżej 5 mm.

Wysokość żeber na głowicy dochodzi miejscami do 40 mm. Przy bardzo wysokich żebrach obwodowych wskazane jest przeciąć je w pewnych odstępach. Unika się przez to pękania żeber na skutek kurczenia się ich chłodniejszych końców.

Głowice kute i gryzowane z pełnego pozwalają na większą swobodę w dobieraniu podziałki żeber. Na stalowych tulejach z podziałką schodzi się normalnie do 4 mm, a nawet spotykamy konstrukcje o gęstszym rozstawieniu żeber. Dla tej samej sprawności żeberka stalowe wypadają niemal o połowę niższe, niż żeberka aluminiowe. Oczywiście ilość ciepła odprowadzana przez takie żeberko jest odpowiednio mniejsza.



Rys. 7-b. Rozwój konstrukcji cylindrów siln. Pegasus. Kolejno od lewej strony konstrukcje z lat: 1931, 1934, 1935, 1938.



Rys. 8. Cylindry siln. Gnome-Rhone 14 K (lewy) i 14 N (prawy).

ników, ponieważ sprawność chłodnicza ich żeberek wzrosła, na skutek osłonięcia cylindrów owiewkami.

W rys. 8 zestawiliśmy obok siebie cylindry silników Gnome-Rhone 14 K i 14 N z roku 1927 i 1937.

Rys. 9 przedstawia cylinder najnowszego silnika tejże wytwórni typu 14 M.

Na ostatnie dziesięciolecie przypada wynalazek i rozwój owiewek cylindrowych oraz osłon silnika, które wydobyły właściwą wartość chłodzenia bezpośredniego i pozwoliły silnikowi chłodzonemu powietrzem konkurować z powodzeniem pod względem oporu czołowego z najlepszymi silnikami chłodzonymi cieczą.

Prawidłowe użebrowanie głowicy i tulei cylindra nie rozwiązuje jeszcze zagadnienia chłodzenia silnika. Tuleja i głowica stanowią w silnikach zaworowych tylko około 45% powierzchni ogrzewanej przez gazy. Reszta powierzchni przypada na tłok, zawory i świece.

W tablicy 3 zestawiono bardziej szczegółowo wzajemny stosunek tych powierzchni dla cylindra o dwu i czterech zaworach, oraz cylindra suwakowego. W tym ostatnim tłok, suwaki i świece stanowią nawet 62,4% powierzchni ogrzewanej.

Chłodzenie tłoka, zaworów i świec stawia zagadnienia znacznie trudniejsze, niż chłodzenie zewnętrznych ścian cylindra, gdyż elementy te chłodzić się mogą po większej części tylko drogą pośrednią, przez styk z powierzchniami chłodniejszymi, którym oddają ciepło.

Przeważna ilość ciepła pochłanianego przez tłok odpływa na ściany tulei cylindra przez pierścienie. Usiłowanie obniżenia temperatury tłoka szło zatem w pierwszym rzędzie po linii ułatwienia odpływu ciepła tą drogą. Zwiększono ilość pierścieni tłokowych i ujednostajniono ich przyleganie. Przez pogrubienie dna tłoka oraz związanie go z masą obsad sworzni starano się uzyskać równomierniejszy rozkład temperatur w tłoku i uniknąć przegrzewania dna. Nie zapominajmy, że temperatura środka dna tłoka zbliża się do 450° C. Do chłodzenia tłoka wyzyskano również olej rozbryzgiwany przez panewkę wału wykorbionego. Aby wzmóc odpływ ciepła tą drogą, użebrowano wpierw dno a następnie i boczne ściany tłoka od wewnątrz, zwiększając równocześnie ilość oleju wyrzucanego przez panewkę korbowodu głównego. Pociągnęło to za sobą konieczność zwiększenia chłodnicy oleju.

Trudnoby było w jakimkolwiek dziale techniki znaleźć element, w którym zbiegałoby się równocześnie tyle problemów termicznych, chemicznych, metalurgicznych i mechanicznych co w zaworach, zwłaszcza wydechowych silnika lotniczego.

Zawór wydechowy jest najgorętszą częścią silnika. W temperaturze grzybka zaworu dochodzącej do 950° C najlepsze stale zaworowe tracą niemal ⅔ swej wytrzymałości. Obciążenie zaworu pracującego uderzeniami należy do kategorii obciążeń najniekorzystniejszych. Smarowanie trzonka zaworu w prowadnicy jest bardzo problematyczne, a w niektórych silnikach prawie nieistniejące, gdyż jedynym smarem który może się przedostać na trzonek są pary oleju unoszone z gazami wydechowymi. W wysokich temperaturach pracy zaworu działanie korozyjne czteroetylku ołowiu jest bardzo silne.

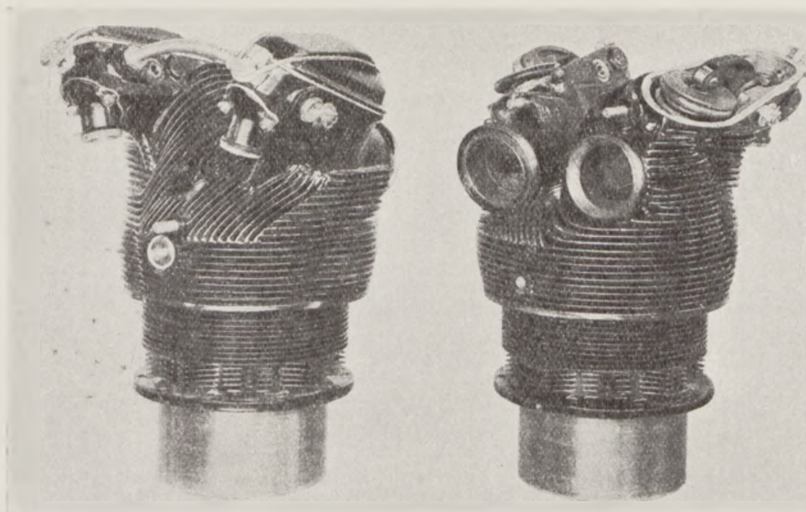
Zawór zwłaszcza wydechowy był jednym z elementów silnika, które podlegały najczęstszym zmianom w czasie ewolucji silnika. Najdonioślejszym w skutkach ulepszeniem zaworu było napełnienie wy-

Tablica 3

Stosunek powierzchni ogrzewanych w komorze wybuchowej cylindra o średnicy 140 mm przy skoku tłoka 140 mm — w %.

	Głowica kulista o dwu zaworach	Głowica daszkowa o czterech zaworach	Cylinder suwakowy
Tłok	44	40,5	35,5
Zawory	13,3	11,8	25,8*)
Świece	1,3	1,2	1,1
Pozostałe powierzchnie komory	41,4	46,5	37,6
Razem	100	100	100
Całkowita powierzchnia ogrzewana	100	107	116

*) Ogrzewana część suwaka przy tłoku w górnym punkcie zwrotnym.



Rys. 9. Cylindry silnika Gnome-Rhone 14 M.

drążonego trzonka, a w niektórych wykonaniach i grzybka zaworu solami metali, ostatnio sodem. Ulepszono stale na zawory, zwiększając ich wytrzymałość na gorąco. Wprowadzono nawęglanie lub azotowanie trzonów zaworów dla zmniejszenia ich zużycia. Wyżeranie grzybków zaworów pod wpływem działania czteroetylku ołowiu zmniejszono, pokrywając przylgnie zaworów oraz stalowych gniazd zaworowych stellitem, a same grzybki nichromem.

Drugim elementem przysparzającym dużo kłopotu zarówno wytwórcom jak i użytkującym silniki, są świece. Główną trudność stanowi utrzymanie właściwej temperatury świec w czasie pracy. Zbyt wysoka temperatura świecy wywołuje samozapłony w silniku i w krótkim czasie niszczy izolację świecy. Zbyt niska temperatura powoduje zaoliwianie świecy, zwłaszcza na małych obrotach silnika.

Wzrost średniej temperatury cylindrów, oraz stopnia sprężania, praca silnika na dużych wysokościach, a wreszcie ekranowanie świec utrudniło znacznie warunki ich pracy. Rozwój świec szedł w kierunku doboru materiału na elektrody najkorzystniejszego dla uzyskania wysokich impulsów napięcia i najsłabiej podlegającego erozji, doboru najwytrzymalszej izolacji, zwiększenia chłodzenia świec przez zredukowanie średnicy gwintu, przy równoczesnym przedłużeniu go, wzmożenia odprowadzania ciepła z przylegającej części głowicy oraz z samej świecy przez użebrowanie jej i skierowanie na nią strumienia chłodzącego powietrza.

Wydaje się, że w dzisiejszej postaci świece są niedaleko granicy swych możliwości i dalsze ich ulepszenie musi iść po linii bardziej radykalnych rekonstrukcji.

Szybkie postępy w dziedzinie paliw lotniczych oraz spodziewane rozpowszechnienie się już w najbliższych latach paliw o liczbie oktanowej 100, a może nawet wyższej otwiera przed konstruktorem silnika szerokie możliwości dalszego wydatnego zwiększenia mocy jednostkowej silnika.

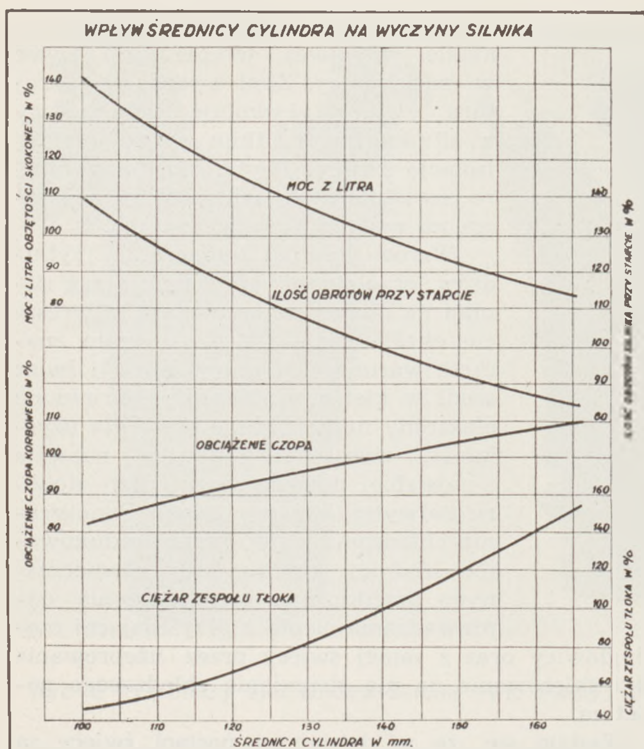
Jaką drogą pójdzie dostosowanie silnika do nowego wzrostu obciążeń termicznych i w jaki sposób będzie można zwiększyć wydajność chłodzenia powietrznego?

Postępy techniki odlewniczej pozwolą niewątpliwie zagęścić jeszcze rozstawienie żeberek głowicy, zbyt wiele jednak z tej strony nie można się już spodziewać.

Przypuszczalnie usiłowania pójdą w kierunku zwiększenia masy powietrza opływającego żeberka, przez przymusowe przetłaczanie go wzdłuż cylindrów np. przy pomocy wentylatorów. Wyniki doświadczeń przeprowadzonych przez D.V.L. i N.A.C.A. są nader zachęcające.

Stwierdzono, że przy przymusowym przepływie powietrza przez osłony zamykające zupełnie szczelnie cylindry silnika współczynnik oddawania ciepła jest o 50% wyższy niż przy swobodnym opływie. Można zatem stosować wyższe żeberka bez obawy o ich złą sprawność. Moc użyta do napędu wentylatora wynosi 2 do 6% mocy silnika. Łącznie z oporem zewnętrznych powierzchni osłoniętego silnika suma mocy zużytej przy tym systemie chłodzenia nie przekroczy w żadnym wypadku 9% mocy użytecznej silnika, liczby przyjętej dla najlepszego chłodzenia wodą z wciąganą chłodnicą.

Sprawność chłodzenia przymusowego wzrasta wraz ze wzrostem różnicy temperatur między cylindrami a powietrzem chłodzącym. Pożądaną jest zatem wysoka temperatura głowic. Ten postulat będzie



Rys. 10.

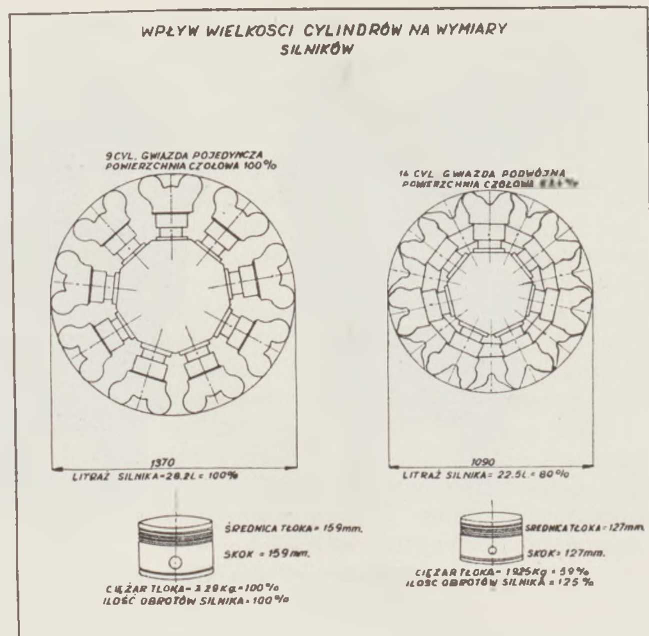
zrealizowany w przyszłych silnikach. Użycie bowiem paliw wysokooktanowych pozwoli na podwyższenie temperatur cylindrów bez obawy detonacji, co niewątpliwie wyzyska się skwapliwie dla wydobycia większej mocy z litra objętości skokowej.

Chłodzenie przymusowe nabiera szczególnego znaczenia w wypadku silników substratosferycznych, gdyż daje możność dochładzania silników zagrożonych przegrzewaniem na skutek spadku gęstości powietrza.

Wydawało się, że zagadnienie lotów substratosferycznych spowoduje częściowy nawrót do chłodzenia cieczą. Na skutek mniejszej różnicy temperatur między cieczą w chłodnicy a powietrzem otaczającym zyskuje się przy chłodzeniu cieczą więcej na spadku temperatury powietrza na wysokości niż przy chłodzeniu powietrzem. . Jednakże wymiary chłodnic obliczonych dla warunków lotów substratosferycznych wypadają tak duże, że zwiększenie dzięki nim oporów szkodliwych płatowca unicestwia korzyści wynikające z mniejszej gęstości powietrza.

Wystarczające chłodzenie cylindrów bezpośrednio powietrzem przy normalnej instalacji owiewek ciśnieniowych możliwe jest na znaczniejszych wysokościach tylko dla bardzo szybkich samolotów. Aby ochłodzić np. silnik Cyclone najlepiej użebrowany z nowoczesnych silników o powierzchni chłodzącej 180—200 cm²/KM samolot na wysokości 10.000 m musi mieć minimalną szybkość wznoszenia 380 km/godz. co odpowiada maksymalnej szybkości poziomej 760 km/godz. Przy ziemi te same warunki chłodzenia uzyskuje się już przy szybkości wznoszenia 125 km/godz co odpowiadałoby maksymalnej szybkości poziomej samolotu 225 — 250 km/godz.

W stadium pierwszych prób są jeszcze dwa sposoby chłodzenia cylindrów: przez przepłukiwanie komory spalinowej powietrzem, oraz przez wstrzykiwanie wody do cylindra. Obie metody dają wyniki zachęcające. Chwilowo uważa się je jako ewentualną rezerwę dla przyszłych silników, zwłaszcza, że pociągnęłyby za sobą konieczność daleko idących zmian konstrukcyjnych silnika, a przy tym dadzą się zastosować jedynie w wypadku silnika z wtryskiem paliwa.

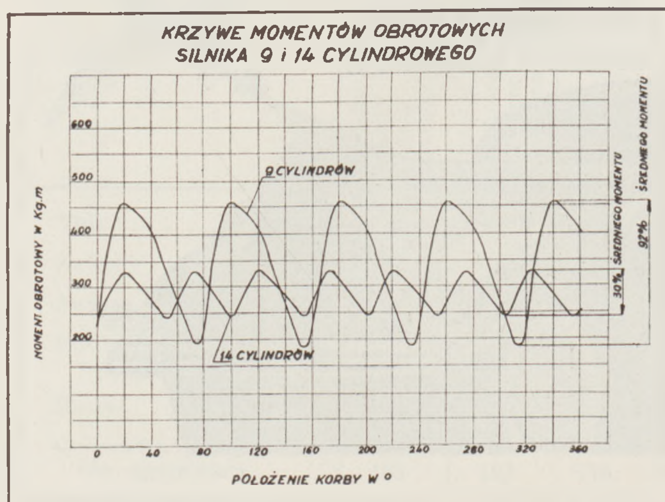


Rys. 11.

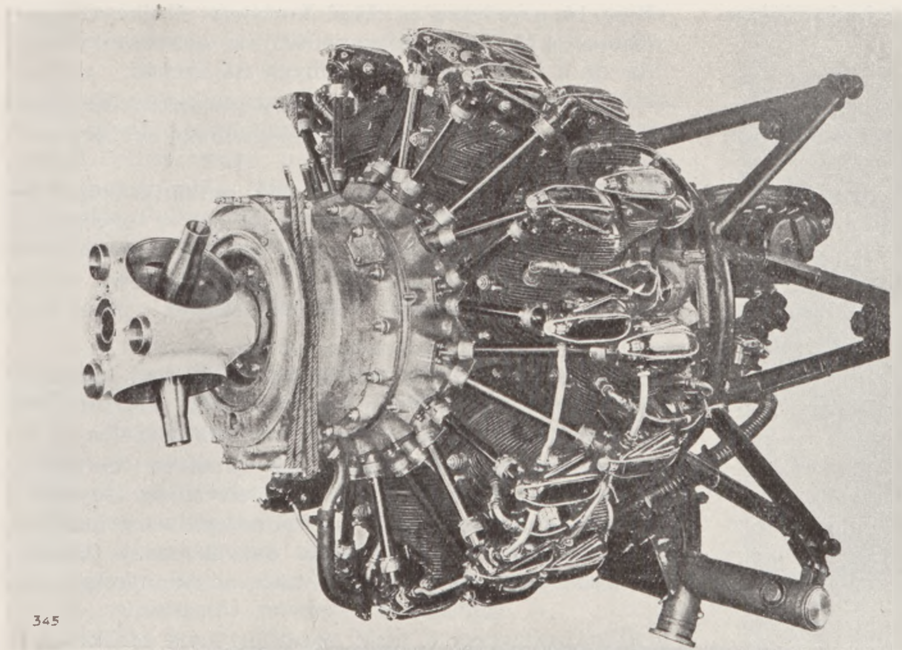
Prostym, a skutecznym sposobem uniknięcia zbyt wysokich temperatur silnika, w trudnych warunkach lotów na wysokości jest zmniejszenie wymiarów cylindrów, przez przyjęcie dla danego litrażu silnika większej ich liczby.

Wielkość cylindra

Dobranie najodpowiedniejszej wielkości cylindra jest jednym z najtrudniejszych problemów przy ustalaniu głównych wymiarów projektowanego silnika. Wielkość cylindra jest pewnego rodzaju kompromi-



Rys. 12.



Rys. 13. Silnik Gnome-Rhone 14 M.

sem między szeregiem nieraz sprzecznych ze sobą postulatów. Wchodzą tu w rachubę:

1. Moc silnika, względnie jego ogólny litraż.
2. Ilość obrotów wału wykorbionego.
3. Układ cylindrów i gabaryt silnika.
4. Sposób chłodzenia.
5. Cena silnika, jako czynnik decydujący o prostocie konstrukcji.
6. Ciężar silnika.
7. Wyważenie dynamiczne, rodzaj rozrządu, porządek zapłonów.
8. Ekonomia w zużyciu paliwa.
9. Dostępność silnika i łatwość obsługi, koszt remontów.

Na korzyść małych cylindrów przemawia możność wydobycia większej mocy z litra objętości skokowej. Istotnie małe cylindry pozwalają na zmniejszenie sił masowych układu korbowego, a zatem na przyjęcie wyższej ilości obrotów wału wykorbionego. Dzięki łatwiejszemu chłodzeniu można dla tego samego paliwa podwyższyć ciśnienie ładowania i stosunek sprężania, a zatem powtórnie zyskać na mocy.

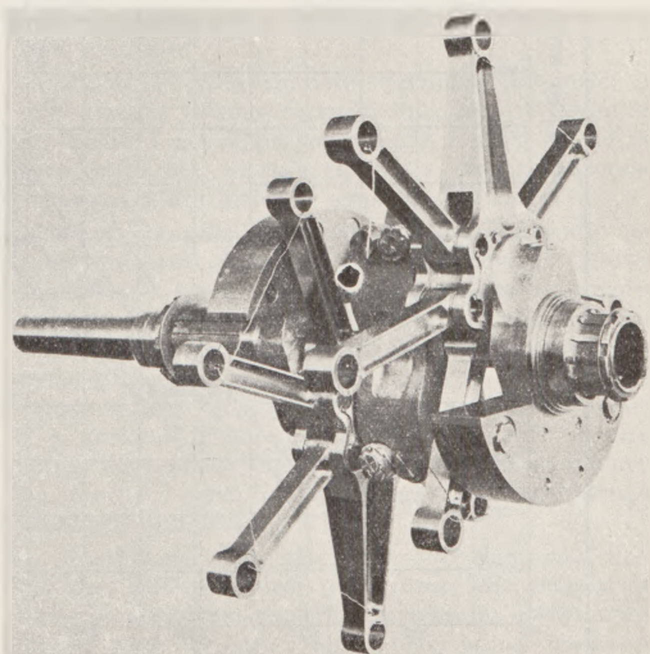
W wykresie rys. 10 przedstawiono wpływ wielkości średnicy cylindra na moc jednostkową silnika, ilość obrotów przy starcie, obciążenie panewki wału wykorbionego, oraz ciężar tłoka wraz z częścią korbowodu zaliczoną do mas o ruchu posuwistym. Przyjęto, że cylindry są do siebie podobne, a średnicę 140 mm wybrano jako punkt wyjściowy. Wielkości charakterystyczne odnoszące się do tej średnicy oznaczono w wykresie jako 100%.

Porównajmy dla przykładu dwa silniki o tej samej mocy, jeden o 9 cylindrach drugi 14 cylindrowy. Przyjmując w pierwszym wypadku cylindry o średnicy i skoku 159 mm otrzymamy średnicę gwiazdy cylindrów 1370 mm. Litraż silnika będzie wynosił 28,3 l. Waga tłoka 3,29 kg. W drugim wypadku wystarczy litraż 22,5 l. gdyż na skutek mniejszych wymiarów cylindrów, będziemy mogli przyjąć ilość obrotów o 25% wyższą. Tłok tego drugiego silnika będzie ważył tylko 1,925 kg. Przy ustawieniu cylindrów w podwójną gwiazdę otrzymamy średnicę silnika 1090 mm, a zatem powierzchnię czołową o 36,6% mniejszą niż w pierwszym silniku.

Schematycznie przedstawiono te dwa układy na rys. 11. Wykres momentów obrotowych dla obu silników podaje rys. 12. Dzięki mniejszym wahaniom momentu obrotowego silnik 14 cylindrowy będzie oczywiście pracował spokojniej, z korzyścią dla trwałości płatowca, śmigła i swej własnej. Z drugiej strony silnik 14 cylindrowy będzie cięższy niż 9 cylindrowy, droższy, trudniej dostępny i kosztowniejszy w obsłudze.

Na rys. 13 widzimy 14 cylindrowy silnik wytwórni Gnome-Rhone 14 M o niezwykle zwartej budowie. Średnica gwiazdy tego silnika wynosi tylko 970 mm.

Aby zbadać wpływ ilości i układu cylindrów na ciężar silnika zestawiono w wykresie rys. 15 kilkanaście bardziej znanych silników i wykreślono krzywe stosunku mocy do ciężaru dla idealnych silników każdego układu przy użyciu paliwa 87 i 100 oktanowego. Widzimy, że najlżej wypada silnik 9 cylindrowy. Przy paliwie 87 okt. można go dociągnąć do mocy 1000 KM, a przy paliwie 100 okt. nawet do 1200 KM. Dla wyższych mocy korzystnie wypada gwiazda podwójna 14 cyl., dla największych mocy gwiazda



Rys. 14. Układ korbowy siln. Gnome-Rhone 14 M

podwójna 18 cyl. Silniki 12 cyl. płaskie będą cięższe od silników gwiazdowych.

Konstrukcyjnie najładniej daje się rozwiązać gwiazda pojedyńcza 9 cyl. Karter i korbowód główny wypadają proporcjonalnie i z najmniejszą ilością materiału zbędnego.

Podwójna gwiazda po 7 cylindrów pozwala jeszcze na zaprojektowanie korbowodów głównych dzielonych, a zatem na użycie wału korbowego z jednej części, sztywniejszego, niż wał dzielony.

W silnikach o wyższej mocy, lub ilości obrotów wskazane jest podeprzeć wał korbowy łożyskiem także między obu gwiazdami cylindrów.

Silnik 18 cylindrowy stawia już problemy konstrukcyjne znacznie trudniejsze. Ze względu na niemożność dzielenia korbowodów głównych wał wykorbiony musi składać się z trzech części. Zaprojektowanie dzielonego wału podwójnie wykorbionego o dostatecznej sztywności dla przeniesienia mocy powyżej 1300 KM nie należy do zadań łatwych.

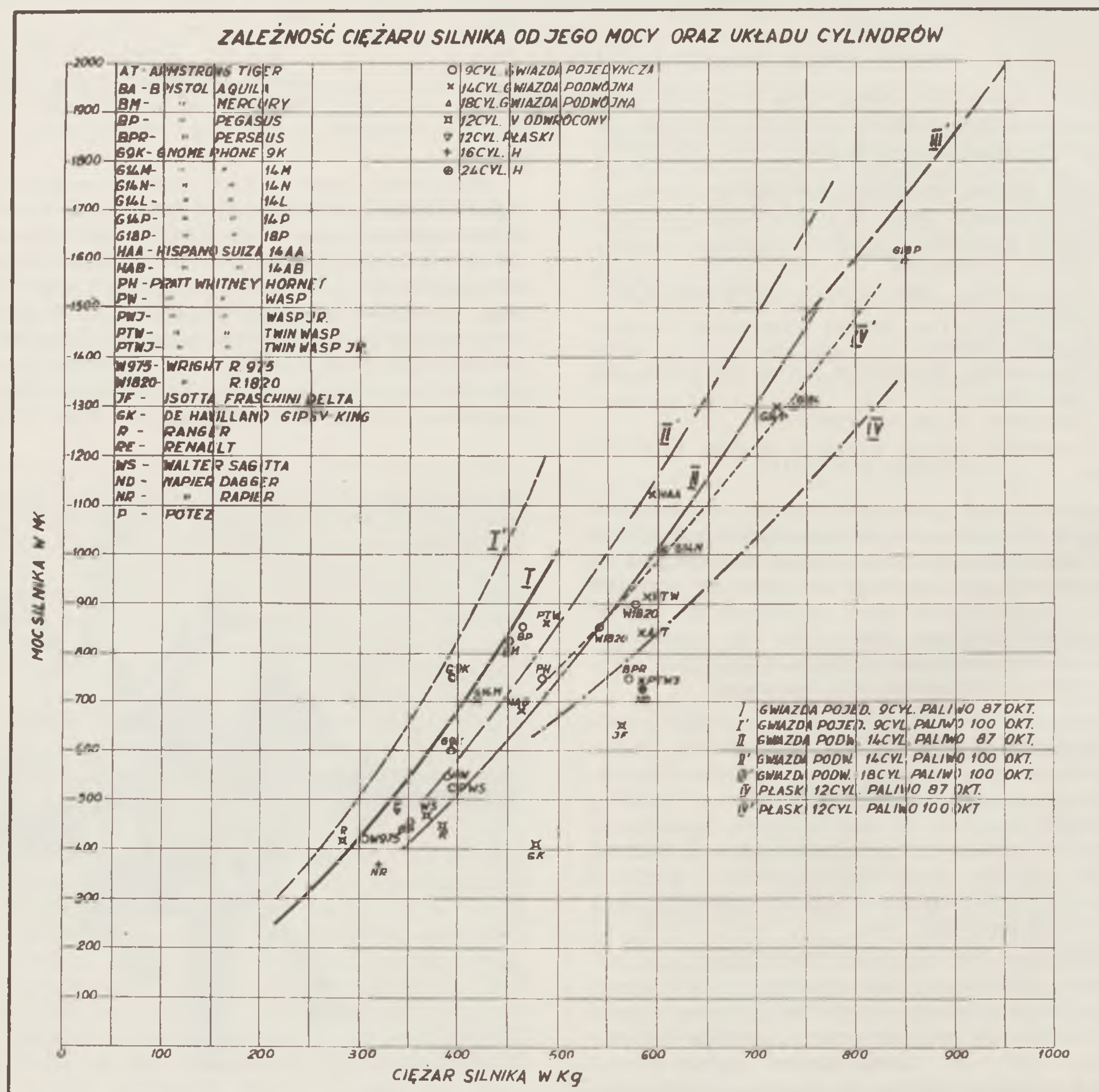
Rys. 14 przedstawia układ korbowy silnika Gnome-Rhone 14 M. Wał silnika podwójnie wykorbiony składa się z trzech części łączonych na zaciski.

W silnikach o więcej niż dwu gwiazdach największa ilość cylindrów dla każdej gwiazdy nie przekroczy prawdopodobnie 7.

Obecne tendencje idą po linii unikania cylindrów zbyt dużych. Największe cylindry z używanych obecnie silników posiada silnik Cyclone (D-155,5 mm S-174 mm pojemność 3,32 l.). Moc startowa wydobywana z cylindra tej pojemności przekracza 120 KM.

Cylindry o średnicach powyżej 160 mm są bardzo trudne do ochłodzenia. Próbne silniki o tak dużych cylindrach nie dały wyników zachęcających.

Bardzo chętnie stosuje się średnice cylindrów w okolicy 140 mm. Dla średnich mocy cylindry o tych średnicach stanowią najszczęśliwszy kompromis, umożliwiając uzyskanie dużych mocy jednostkowych przy wysokich obrotach, a stosunkowo pro-



Rys. 15.

stym układzie silnika. Z tych to przyczyn przyjęliśmy w wykresie rys. 10 średnicę 140 mm jako wyjściową.

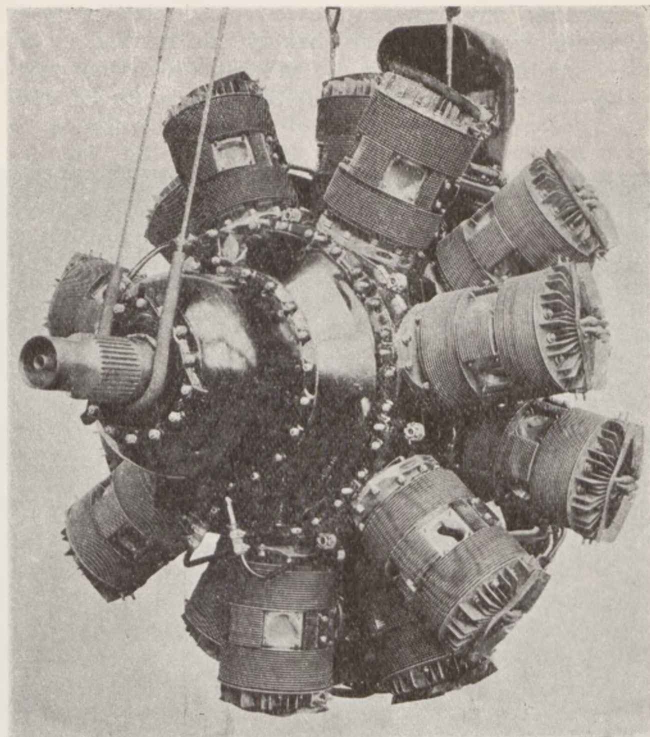
Przyjmując pojemność cylindrów silnika Cyclone jako chwilowe maximum, otrzymalibyśmy dla silnika 18 cylindrowego moc startową 2000—2200 KM, moc maksymalną 1800 KM, moc przelotową zaś ok. 1250 KM. Paliwo 100 oktanowe pozwoli podwyższyć te moce jeszcze o jakieś 10—12%.

Ilość obrotów silnika

Ilość obrotów silnika ograniczoną jest siłami masowymi układu korbowego oraz pracą rozrządu. W silnikach gwiazdowych elementem, który decyduje o ilości obrotów silnika jest panewka korbowodu głównego. Zwiększanie średnicy czopa korbowego dla obniżenia nacisków jednostkowych panewki opłaca się tylko do pewnej granicy. Powyżej, wzrost sił masowych wywołanych większym ciężarem głowy korbowodu unicestwia korzyści uzyskane ze zwiększenia powierzchni nośnej.

Dążenie konstruktorów idzie w kierunku zmniejszenia ciężaru układu korbowego oraz stosowania coraz to wytrzymalszych stopów dla wylania panewki korbowodu głównego. Pierwsze udaje im się tylko częściowo, gdyż ewolucja tłoków idzie raczej w kierunku zwiększania ich masy dla ułatwienia odpływu ciepła.

Stopy łożyskowe cynowo-antymonowe zastąpiono stopniowo stopami grafito - kadmowymi, srebrowo-kadmowymi lub brązami ołowiowymi. Ostatnio najlepsze wyniki uzyskano wylewając panewki czystym srebrem. Drugim czynnikiem ograniczającym ilość obrotów silnika jest praca rozrządu. W silnikach gwiazdowych i większości szeregowych przenosi się ruch rolki suwakowej na zawór za pośrednictwem popychaczy i dźwigni. Udoskonalenie materiałów i obróbki termicznej, oraz dobieranie coraz to lepszych profilów kułaków umożliwiło poprawną pracę tego systemu rozrządu przy wysokich obrotach i obciążeniach. Znamy silniki, które przy średnicy cylindrów 140 mm i dwu zaworach na cylinder rozwijają przy starcie szybkość 2700 obr./min. Przy małych średnicach cylindrów szybkości przekraczają 4000 obr./min.



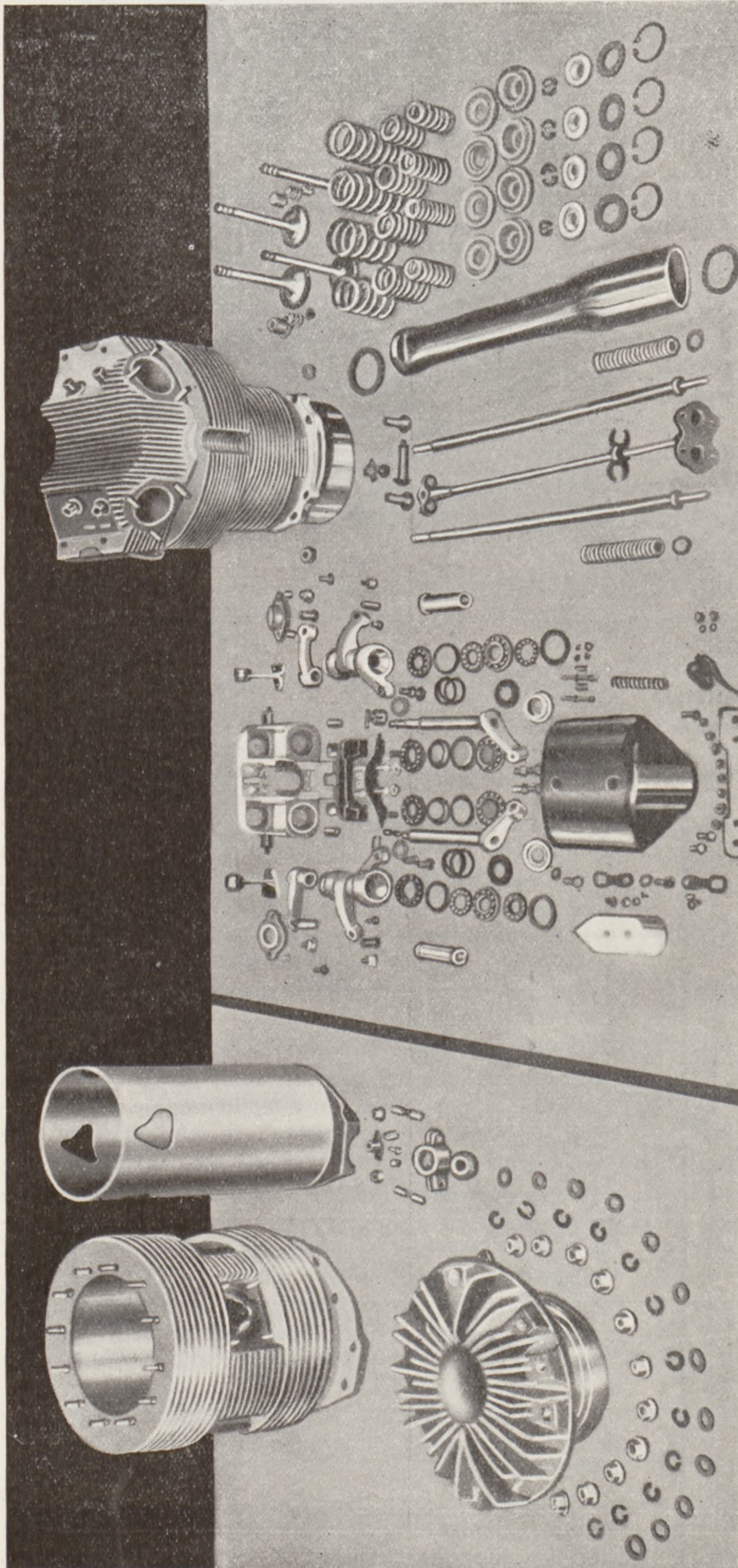
Rys. 16. Silnik o rozrządzie suwakowym Bristol Hercules.

Układ górnych wałków rozrządczych, gdzie kułaki atakują zawory bezpośrednio, jest sztywniejszy, niż układ z popychaczami i lepiej nadaje się do dużych szybkości. Stosuje się go w silnikach szeregowych, gdyż dla gwiazdy wypada zbyt ciężki.

Przy wysokich ilościach obrotów występuje niebezpieczeństwo drgań sprężyn zaworowych. Rozważania nad pracą sprężyn pozwalają wyznaczyć wartość graniczną, poniżej której możemy nie obawiać się drgań w prawidłowo skonstruowanych sprężynach. Granicy tej określonej wzorem $n \cdot h < 34000$, (gdzie n jest ilością obrotów wału wykorbionego a h skokiem zaworu), nie należy uważać za absolutną, gdyż zależy ona w dużym stopniu od materiału sprężyn i wraz z ulepszeniem stali sprężynowych może się przesunąć.

Przyjmując skok zaworu 7 — 8 mm jako dolną granicę, poniżej której praktycznie nie schodzi się, aby nie pogarszać napełnienia cylindra otrzymujemy liczbę 4500 obr./min. jako maksymalną bezpieczną ilość obrotów silnika ze względu na sprężyny zaworowe.

Rozrząd suwakowy sterowany przymusowo pozwala na rozwinięcie wyższych ilości obrotów niż rozrząd za pomocą zaworów grzybkowych. Rys. 16 przedstawia najnowszy silnik suwakowy 14 cylindrowy Bristol-Hercules o mocy 1150 KM. Zaletą rozrządu suwakowego poza spokojną pracą i możliwością podwyższenia dla danego paliwa stosunku sprężania jest jego prostota. Na rys. 17 ustawiono obok siebie cylinder silnika Pegasus z rozłożonymi wokół częściami klasycznego rozrządu zaworowego, oraz cylinder silnika suwakowego z przynależnymi częściami Widzimy jak prosto przedstawia się rozrząd suwakowy.



Rys. 17. Porównanie części rozmontowanych cylindrów silników Pegasus i Hercules.

Opór silnika na płatowcu

Przy bardzo czystej z punktu widzenia aerodynamiki linii nowoczesnych płatowców opór silnika wraz z jego instalacją stanowi poważny procent ogólnego oporu płatowca.

Na całkowity opór silnika na samolocie składa się:

1) *Opór chłodzenia.* Dla odebrania potrzebnej ilości kalorii konieczna jest pewna masa powietrza przepływająca w jednostce czasu wzdłuż powierzchni oddających ciepło. Ilość ta powietrza zależy w wypadku silnika o chłodzeniu bezpośrednim od mocy silnika, wymiarów cylindrów i powierzchni żeberek, zaś dla silników chłodzonych cieczą, od mocy silnika, kształtu i wymiarów chłodnicy.

2) *Opór kształtu.* Opór ten zależy od powierzchni czołowej oprofilowanego silnika, a w wypadku zabudowania silnika do gondoli również i od długości gondoli, względnie od wielkości jej powierzchni opływanej przez powietrze. Dalej od oporów szkodliwych tworzących się u wylotu kanałów dla powietrza chłodzącego, od umieszczenia silnika i śmigła w stosunku do powierzchni nośnych samolotu, a w końcu od stosunku średnicy gondoli do grubości skrzydła.

3) *Opór równoważący ciężar silnika.* Jest to opór tej części skrzydła samolotu, która jest potrzebna do udźwignięcia ciężaru silnika wraz z jego instalacją.

Zależnie od typu silnika, jego ciężaru, układu cylindrów i systemu chłodzenia stosunek wielkości powyższych trzech składowych oporu ulega zmianie. Jednakże jak wykazują liczne pomiary i przeliczenia różnych instalacji silników, suma tych trzech składowych jest z dużym przybliżeniem równa dla nowoczesnych silników o tej samej mocy, niezależnie od typu silnika i systemu chłodzenia.

Przy ocenie silnika pod względem oporu, jaki może stawiać na płatowcu, bierze się zazwyczaj pod uwagę tylko wielkość jego powierzchni czołowej. Jest to niewystarczające, gdyż nieuwzględnienie tak ważnego czynnika, jakim jest ciężar silnika, prowadzić może do fałszywych wniosków.

Dla przykładu podamy dwa zestawienia wykonane na podstawie przeliczenia kapitana Barnwell'a z Bristola a przytoczone w jednym z artykułów Fedden'a (tabl. 4 i 5).

Pierwsza tablica dotyczy dwusilnikowego, jednomiejscowego samolotu myśliwskiego, wyposażonego już to w silniki 9 cylindrowe o pojedynczej gwieździe cylindrów już to w silniki dwugwiazdowe 14 cylindrowe. Oba silniki rozwijają tę samą moc, a dla porównania przyjęto także w obu wypadkach jednakowe obciążenie powierzchniowe skrzydeł.

Z zestawienia widzimy, że maksymalna szybkość płatowca jest niemal zupełnie jednakowa przy obu typach silników. Opór zwiększonej powierzchni skrzydeł koniecznej dla udźwignięcia wyższego ciężaru silnika 14 cylindrowego równoważy większy opór gondoli silnika 9 cylindrowego, mniej zwartego lecz lżejszego.

W drugim zestawieniu tabl. 5 porównywa się opór stawiany przy szybkości 110 km/godz. przez dwa silniki o tej samej mocy, jeden gwiazdowy drugi szeregowy. I tu suma oporów szkodliwych jest równa dla obu silników.

Opór kształtu silników chłodzonych cieczą może być bardzo mały, dzięki korzystnemu układowi ich cylindrów. Dochodzi tu jednak chłodnica, która stawia zarówno opór chłodzenia jak i opór kształtu. Przy wpuszczeniu chłodnicy w kadłub lub skrzydło samolotu opór jej kształtu może być prawie zupełnie wyeliminowany, redukując się jedynie do ewentualnych strat na skutek wirów tworzących się przy wlocie do kanałów powietrznych.

Ciężar instalacji chłodniczej zwiększa opory kategorii trzeciej, tak że w ogólnym bilansie oporów silniki chłodzone cieczą nie przedstawiają się bynajmniej korzystniej od dobrze zainstalowanych silników chłodzonych powietrzem.

Rys. 18 przedstawia schematycznie najnowszy sposób umieszczenia chłodnicy w płatowcach wielosilnikowych. Układ ten według patentu inż. Rabatel'a wprowadza fabryka Hispano-Suiza dla swych silników chłodzonych cieczą. Chłodnica umieszczona jest w gondoli poza silnikiem. Doloty do kanałów prowadzących powietrze do chłodnicy znajdują się na przodzie gondoli w pobliżu krawędzi hełmu śmigła. Przekrój kanałów rozszerza się, aby zwolnić strugę powietrza chłodzącego i uzyskać w ten sposób nadciśnienie potrzebne do pokonania oporów chłodnicy. Po przejściu przez chłodnicę powietrze kieruje się do szczelin wylotowych, regulowanych klapami podobnie jak w klasycznych osłonach N.A.C.A. Specjalny kształt paraboloidy obrotowej nadany zbiornikowi oleju pozwala ukształtować kanały wylotowe prawidłowo pod względem aerodynamicznym.

Najskuteczniejszym sposobem zmniejszenia oporu kształtu silników w płatowcach wielosilnikowych byłoby całkowite wbudowanie ich w skrzydła. Grubość jednakże skrzydeł dzisiejszych samolotów jeszcze na to nie wystarcza. Pogrubianie skrzydeł tylko w celu ukrycia w nich silników nie byłoby celowe, gdyż opór profilu skrzydła zwiększyłby się bardzo znacznie. Przy pogrubieniu skrzydeł częś-

Tablica 4

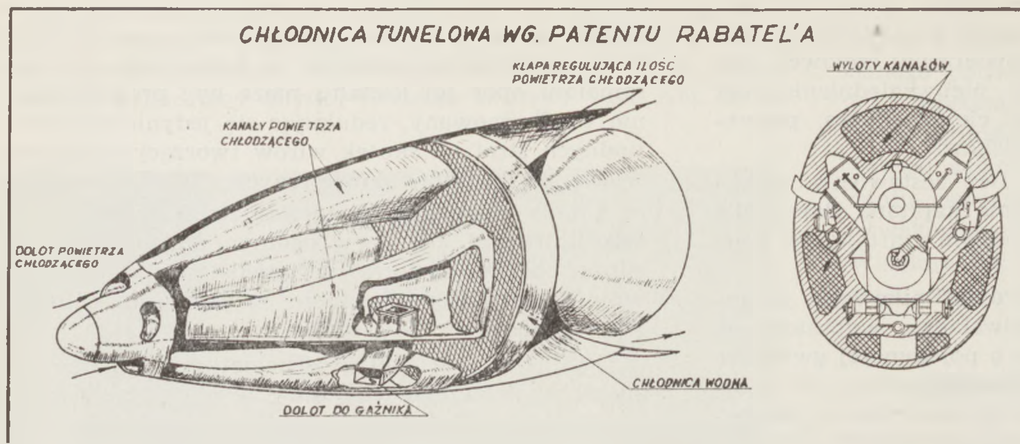
Wpływ ciężaru i średnicy silników na wyczyny dwusilnikowego płatowca myśliwskiego.

	Silnik 9 cylindrowy gwiazda pojedyncza	Silnik 14 cylindrowy gwiazda podwójna
Średnica silnika	1180 mm	1015 mm
Moc silnika	750 KM	750 KM
Ciężar silników suchych	745 kg	910 kg
Ciężar instalacji silników obejmującej: śmigła, przewody wydechowe, regulowane osłony silników, łoża silnikowe, gondole, rozruszniki, chłodnice oleju, przewody paliwa i oleju, urządzenia sterujące silniki, instrumenty kontrolne silników, doloty, filtry, pompy z napędami	660 kg	660 kg
Ciężar zbiorników paliwa i oleju	390 kg	390 kg
Obciążenie wojskowe	520 kg	520 kg
Ciężar płatowca	995 kg	1100 kg
Ciężar całkowity	3310 kg	3580 kg
Powierzchnia skrzydeł	22.6 m²	24 4 m²
Obciążenie powierzchniowe skrzydeł	146 5 kg m²	146,5 kg m²
Ciężar przypadający na 1 KM mocy	4,415 kg/KM	4,775 kg KM
Szybkość maksymalna	604 km godz	605 km/godz

Tablica 5.

Opór instalacji silników gwiazdowego i szeregowego chłodzonych powietrzem.

	Silnik gwiazdowy	Silnik szeregowy
Moc maksymalna (paliwo 100 oktan.)	800 KM	800 KM
Ciężar silnika suchego	385 kg	533 kg
Opór przy szybkości powietrza 30 m/sek.		
Całkowity opór wewnętrzny chłodzenia	0 68 kg	0,23 kg
Opór gondoli	3,20 kg	3 20 kg
Opór równoważący różnicę ciężarów silników. (Obciążenie powierzchniowe skrzydła 120 kg/m²)	—	0,45 kg
Opór całkowity	3,88 kg	3,88 kg



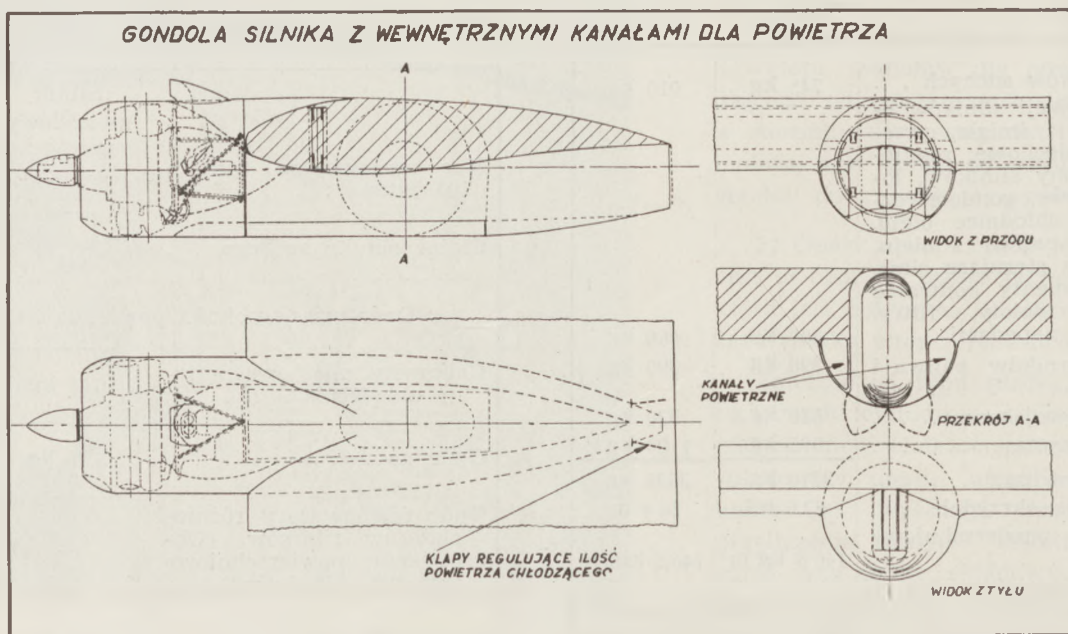
Rys. 18

naby się od tego układu spodziewać, zwłaszcza w dużych samolotach. Silniki płaskie byłyby niewątpliwie cięższe od silników gwiazdowych tej samej mocy. Ukrycie silników w skrzydle wymagałoby cofnięcia ich do tyłu w stosunku do położenia jakie obecnie normalnie silniki zajmują i zmieniłoby zupełnie wyważenie płatowca. Struktura skrzydła bardzoby się skomplikowała. Co gorsza konieczność wysunięcia śmigła prawie o połowę jego średnicy przed krawędź natarcia skrzydła, podyktowana względami na sprawność układu, pociągnęłaby za sobą potrzebę stosowania wałów pośrednich między silnikiem i śmigłem. Wały te musiałyby być uchwycone od strony śmigła w wystarczająco sztywne suporty. Prowadziłoby to do konstrukcji zawiłych i z konieczności ciężkich. Umieszczenie silnika w gondoli wysuniętej przed krawędź natarcia śmigła znakomicie sprawę upraszcza, gdyż sam silnik stanowi bardzo sztywny suport dla śmigła. Poza tym przynajmniej jedną parę gondoli można wyzyskać dla ukrycia podnoszonego podwozia.

Obecne zatem dążenia idą raczej po linii sharmonizowania kształtów gondoli ze skrzydłem dla uniknięcia wzajemnego oddziaływania i uzyskania najmniejszego oporu całości. Pod tym względem możliwości ulepszeń są jeszcze duże. Fedden przypuszcza, że można zmniejszyć opór gondoli przez zakrycie szczelin wylotowych na krawędzi osłony silnika i prowadzenie powietrza wylotowego kanałami wzdłuż całej gondoli

ciowym, tylko w okolicy silników należałoby się liczyć z wzrostem ich średniego oporu o 6 — 12% nawet na największych z dzisiejszych wodnopłatów. Rozdzielanie mocy wymaganej dla samolotu na większą ilość małych silników, które łatwiej dałyby się pomieścić w skrzydłach nie byłoby korzystne, gdyż łączny ciężar silników wraz z ich instalacją byłby zbyt duży i tym samym wzrósłby opór równoważącej ten ciężar powierzchni skrzydeł. W wielu wypadkach trudnoby było znaleźć miejsce na takie rozstawienie silników, aby luzy między końcami śmigieł były wystarczające.

Dotychczas poza jedynym silnikiem Potez, którego zresztą nie produkuje się seryjnie nie spotykamy silników płaskich o dużych mocach, mimo że potrzeba takiego silnika jest już od kilku lat dyskutowana. Przypuszczam że powodem wzdragania się wytwórni przed wypuszczaniem tego typu silnika są nietylko trudności połączone z rozwinięciem nowej formuły, ale w pierwszym rzędzie przecenianie przez zwolenników silnika płaskiego korzyści jakich moż-



Rys. 19.

OBIEG POWIETRZA CHŁODZĄCEGO SILNIKA GIPSY-KING NA PŁATOWCU D. H. 91 „ALBATROS"

WYLOT POWIETRZA CHŁODZĄCEGO

KLAPA DO REGULOWANIA ILOŚCI POWIETRZA CHŁODZĄCEGO

DOLOT POWIETRZA CHŁODZĄCEGO

Rys. 20.

aż do krawędzi spływowej skrzydła. Układ tego typu gondoli przedstawia rys. 19. Klapy na wylocie kanałów pozwalają zwiększyć wydajność chłodzenia przy starcie i wznoszeniu się samolotu. Szybkość powietrza w kanałach nie przewyższa 160 km godz. Przestrzeń między kanałami wylotowymi służyć może do pomieszczenia koła chowanego podwozia.

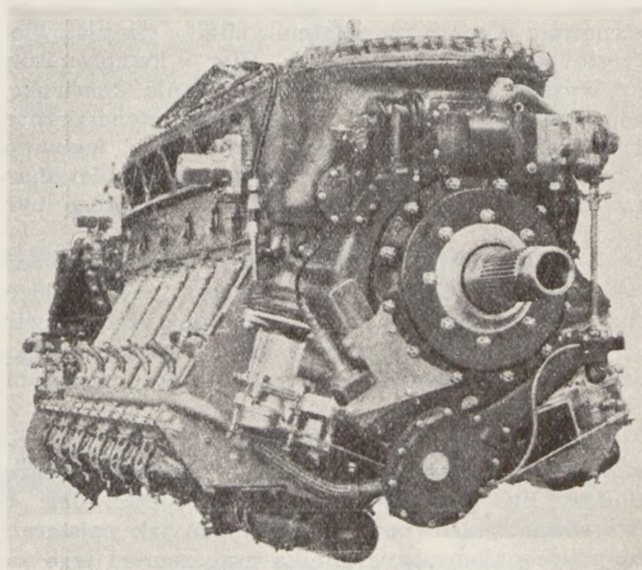
Silniki szeregowe o małej powierzchni czołowej pozwalają na nadanie gondoli bardzo smukłych kształtów. Między miejscem najkorzystniejszym dla śmigła, a przednią podłużnicą skrzydła jest dość miejsca dla pomieszczenia najdłuższego silnika szeregowego.

Najładniejsze rozwiązanie gondoli dla silnika dwuszeregowego spotykany na czterosilnikowym płatowcu De Havilland—91 „Albatros", rys. 20. Silnik Gipsy-King tejże samej wytwórni o 12 cylindrach w układzie V odwrócone zaprojektowany został jako silnik o najmniejszym możliwie oporze czołowym (rys. 21). Przez zniżenie wału śmigła w stosunku do wału korbowego uzyskano oś śmigła prawie w środku powierzchni czołowej silnika.

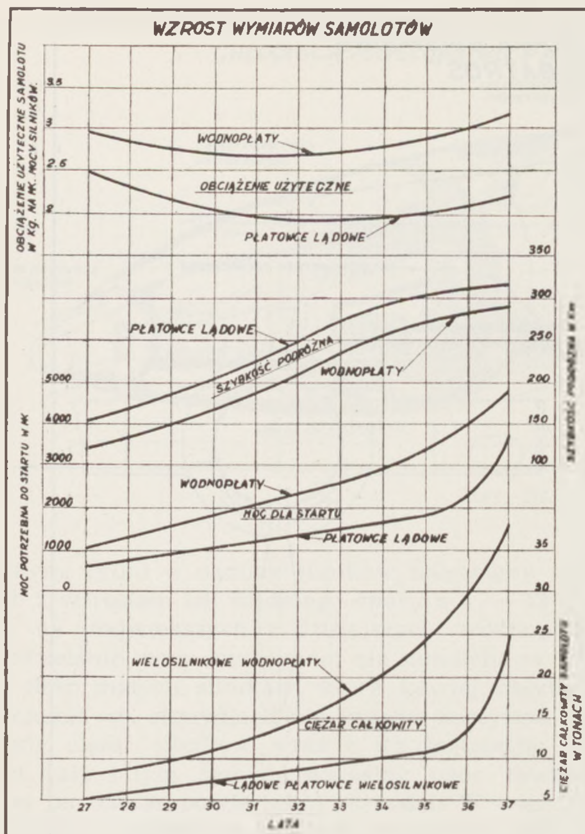
Układ chłodzenia silnika Gipsy-King na płatowcu Albatros odbiega zupełnie od dotychczasowych systemów. Silnik ujęty jest w szczelną gondolę. Powietrze chłodzące czerpane dwoma chwytami na krawędzi natarcia skrzydła po obu stronach gondoli dopływa do silnika przez okrężne kanały wpuszczone w skrzydła. Cylindry osłonięte są owiewkami integralnymi. Powietrze dochodzi od zewnętrznej strony szeregów cylindrów, a po przepłynięciu przez żeberka uchodzi kanałem między szeregami wzdłuż rur wydechowych do dolnej części gondoli. Klapa sterowana hydraulicznie lub mechanicznie przymyka wylot powietrza, regulując w ten sposób wydajność chłodzenia.

Silniki przyszłości

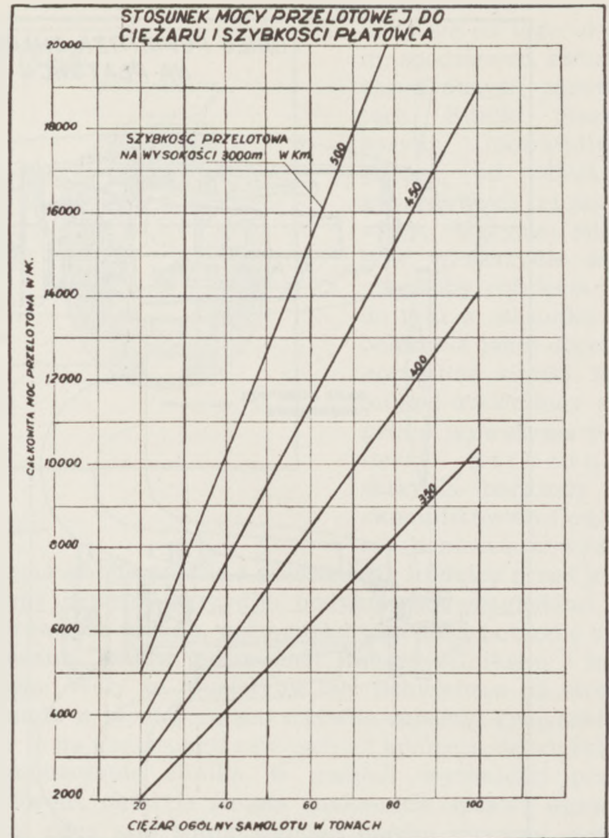
Rozpatrując poszczególne działy konstrukcji i pracy silnika staraliśmy się, wczuwając się w obecne tendencje rozwojowe, przewidzieć jakimi drogami pójdzie ewolucja w odpowiedniej dziedzinie. Zakoń-



Rys. 21. Silnik De Havilland Gipsy-King.



Rys. 22.



Rys. 23.

czymy dzisiejsze studium próbą syntezy uprzednio wyciągniętych wniosków i postaramy się, jeżeli już nie nakreślić sylwetki silnika przyszłości, to przynajmniej ustalić parę wytycznych, którymi będzie się kierował konstruktor w najbliższych latach.

Zadajmy sobie przede wszystkim pytanie: Jakich silników będą żądali konstruktorzy płatowców? Wydaje nam się, że to pytanie powinno być punktem wyjścia przy projektowaniu silnika lotniczego. Istnieją wszystkie dane, że zbliża się koniec epoki, w której wytwórnia silników i płatowców pracowały każda dla siebie, zaś trudna nieraz praca uzgodnienia specyficznych wymagań obu elementów następowała dopiero po założeniu silnika na płatowiec, często kosztem wzajemnych ofiar i kompromisów.

Wysiłki płatowcowców wypuszczania konstrukcji coraz doskonalszych pod względem aerodynamicznym i wyczynowym muszą być poparte przez wytwórcę silnika, przez budowanie silników jaknajlepiej sharmonizowanych z typem płatowca dla którego były projektowane.

Z drugiej strony ogromny koszt wyprodukowania nowoczesnego silnika o dużej mocy, przeprowadzenia go przez próby i dziecięce choroby aż do chwili, gdy pierwsze silniki seryjne zaczną opuszczać warsztat, zmusi niewątpliwie wytwórnie do ograniczania ilości prototypów.

Silnik konstruować się będzie z tą myślą, że wystarczyć powinien bez większych zmian na okres dłuższy, niż to miało miejsce dotychczas. Jest to oczywiście jeden bodziec więcej do jak najstaranniejszego przemyślenia silnika przy samym jego założeniu i jak najlepszego wczucia się w potrzeby nie tylko chwili bieżącej, lecz i lat następnych.

Studium wykresu rys. 22 zaczerpniętego z pracy Mead'a daje w tym kierunku cenne wskazówki. Wykres przedstawia wzrost wyczynów amerykańskich samolotów cywilnych w latach od 1927 do 1937. Uderza nas przede wszystkim niezwykle szybki

Tablica 6.

Wyciąg z charakterystyk płatowców Douglas DC-4 i Boeing 314.

	DC - 4	B - 314
Ciężar całkowity płatowca	29400 kg	37400 kg
Ciężar użyteczny płatowca	9650 kg	15300 kg
Moc przy starcie	5600 KM	6000 KM
Moc maksymalna	4600 KM	
Obciążenie powierzchniowe skrzydeł	154 kg m²	141 kg/m²
Ciężar użyteczny, przypadający na 1 KM mocy startowej	1,72 kg	2,55 kg
Szybkość maksymalna na wysokości 2300 m. . . .	386 km/godz	322 km godz
Szybkość przelotowa na wysokości 3000 m.	322 km godz przy 65% mocy	241 km godz przy 50% mocy

wzrost tonażu samolotów w ostatnich dwu latach. Nowo projektowane płatowce przewyższają pod względem tonażu oraz mocy, którą dysponują, dwukrotnie typy bezpośrednio je poprzedzające.

Równolegle z wymaganiami większego obciążenia użytecznego idą żądania wyższych szybkości przelotowych. Wywołuje to konieczność znacznego zwiększania mocy, którą samolot powinien rozwijać. Widzimy, że stosunek ciężaru użytecznego do mocy samolotu prawie się nie zmienił w ciągu dziesięciu lat mimo ogromnego wzrostu tonażu samolotów.

Czy tempo rozwojowe ostatnich dwu lat utrzyma się nadal, czy też ulegnie stopniowemu zahamowaniu? Mimo pesymistycznych głosów niektórych fachowców podających w wątpliwość rentowność ostatnich olbrzymów powietrznych, nic na to nie wskazuje, aby krzywe wykresu rys. 22 miały się w krótkim czasie załamać.

W tabl. 6 podajemy wyciąg z charakterystyk najnowszych amerykańskich płatowców: Douglas DC 4 i wodnopłatu Boeing 314. Widzimy że wyczyny tych płatowców już wychodzą poza statystykę Mead'a.

Zastanówmy się obecnie jak będą wyglądały żądania konstruktorów płatowców, jeżeli chodzi o moc silników dla nowych typów samolotów.

Dwa silniki na płatowiec uważane jest w Ameryce jako bardzo skąpe minimum bezpieczeństwa dla samolotów cywilnych. Przyjmując, że silnik rozwija 65% swej mocy nominalnej w warunkach przelotowych, wystąpi 30% deficyt mocy w wypadku zatrzymania jednego silnika.

Na płatowcu czterosilnikowym przy założeniu, że moc przelotowa wynosi również 65% pełnej mocy silników pozostaje 15% nadmiaru mocy, jako margines bezpieczeństwa przy zepsuciu się jednego silnika.

Linie transatlantyckie żądają nawet płatowców 6 silnikowych.

Mead przypuszcza, że wprowadzenie na cywilne linie amerykańskie płatowców 45 tonowych, rozwijających szybkość przelotową 360 km/godz. nastąpi już w ciągu najbliższych lat.

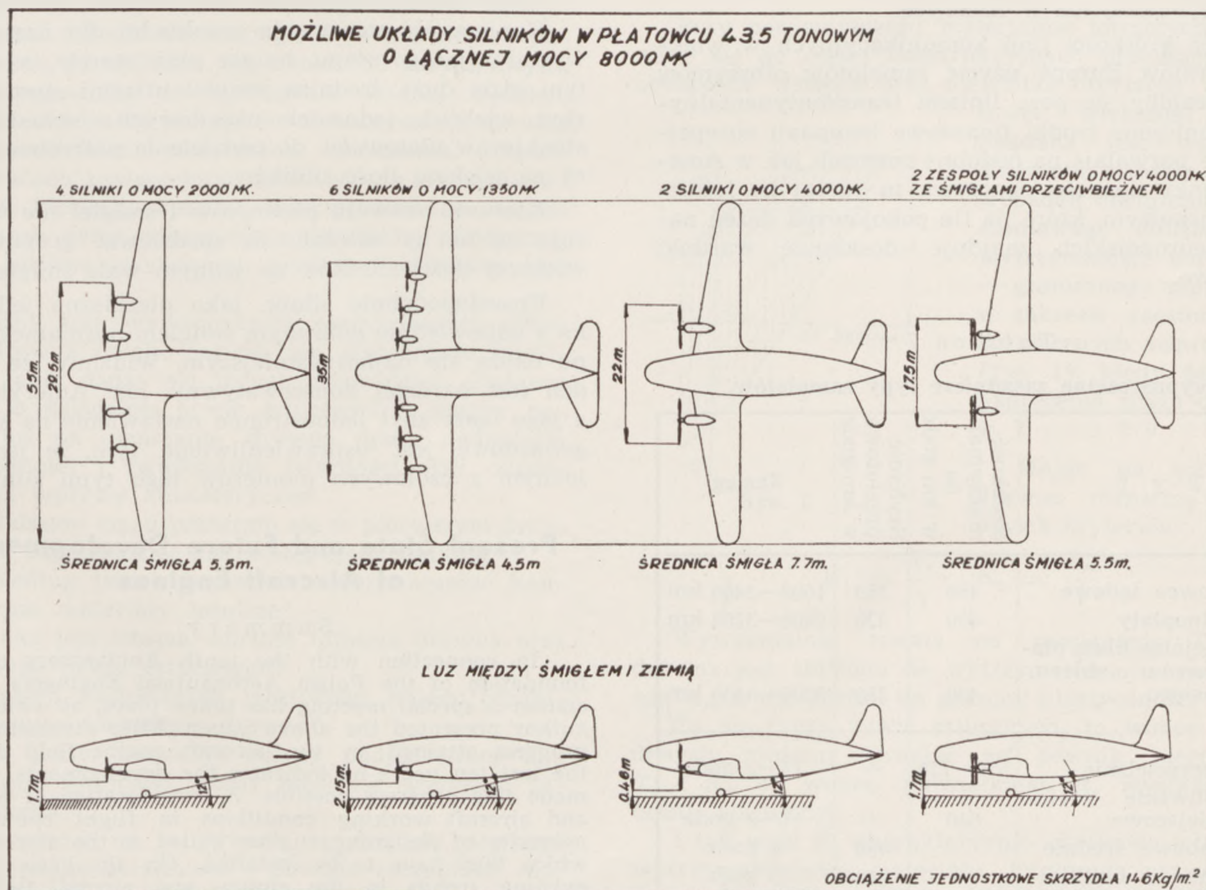
Według wykresu rys. 23 samolot 45 tonowy wymagać będzie przy szybkości 360 km/godz. mocy przelotowej około 5.000 KM. Przyjmując, że samolot będzie czterosilnikowy, a przelotowe obciążenie silników wyniesie 65%, otrzymamy moc 1975 KM jako wymaganą moc nominalną każdego z silników.

Przy użyciu wysokooktanowych paliw silnik da się prawdopodobnie przeciążyć przy starcie o 20% a zatem jego moc startowa dojdzie do 2300 KM.

Silnik taki da się jeszcze rozwiązać jako gwiazda podwójna n. p. 18 cylindrowa. Byłaby to jednak już granica możliwości tego układu cylindrów.

Dla największych wodnopłatów żądać się będzie prawdopodobnie jednostek o jeszcze wyższej mocy. Staniemy zatem wobec konieczności znalezienia nowych układów dla silników o mocy ponad 2000 KM i litrażu ponad 60 litrów.

Czy opłaci się budować silniki ponad 2000 KM mocy nominalnej jako niezależne jednostki, czy zespalać się będzie dwa, lub więcej silników jako agregat pracujący na wspólny wał śmigła, czy też przyj-



Rys. 24.

mie się 2000 KM jako graniczną wartość mocy na wale śmigła i pójdzie się po linii mnożenia elementów napędowych samolotu? Trudno dziś odpowiedzieć na to pytanie z braku dostatecznych danych tak ze strony płatowca, jak i silnika.

Rys. 24 przedstawia na przykładzie płatowca 43,5 tonowego o łącznej mocy silników 8000 KM jak wygląda problem ze strony geometrycznej t. zw. średnicy śmigła i rozstawienia silników na płatowcu. Najcięższej wypada śmigło dla silników, względnie zespołów o mocy 4000 KM, najlżej przy śmigłach przeciwbieżnych. Przy tym jednakże układzie ciąg silnika przy starcie jest gorszy, ze względu na małe średnice śmigieł.

Konstrukcyjnie silniki o więcej niż dwu gwiazdach cylindrów są możliwe z zastrzeżeniem że ilość cylindrów jednej gwiazdy nie przekroczy 7.

Prawdopodobnie ze względu na przeloty między szeregami cylindrów zejdzie się niżej, składając gwiazdy z 5 lub 6 cylindrów. Oczywiście przy więcej niż dwu gwiazdach cylindry kolejnych gwiazd muszą się pokrywać. Silnik wielogwiazdowy zidentyfikuje się tym samym z silnikiem szeregowym o kilku szeregach cylindrów.

Jest bardzo prawdopodobne, że przy wyższych mocach silników dążyć się będzie do podzielenia mocy na kilka wałów wykorbionych, budując silniki bliźniacze względnie wielokrotne.

Silniki Napier 16 i 24 cylindrowe a ostatnio silnik Menasco „Unitwin" są pierwszymi zwiastunami tego rodzaju prądów.

W lotnictwie europejskim sytuacja przedstawia się nieco inaczej niż w Ameryce.

Wobec krótkości linii komunikacyjnych w większości krajów Europy użycie samolotów olbrzymów nie opłacałoby się poza liniami transkontynentalnymi. Ograniczone środki finansowe kompanii europejskich nie pozwalają na podobny rozmach jak w Ameryce. Punkt ciężkości spoczywa tu raczej na lotnictwie wojskowym, które na tle pokojowych dążeń narodów europejskich znajduje doskonałe warunki rozwojowe.

Tablica 7

Przypuszczalne zasadnicze typy samolotów.

	Typ	Szybkość maksymalna w km godz	Szybkość przelotowa w km/godz	Zasięg
Cywilne	Płatowce lądowe	450	350	1600—2400 km
	Wodnopłaty	400	320	2400—3200 km
	Specjalna klasa płatowców o dużym zasięgu	400	350	3200—6400 km
Wojskowe	Niszczycielskie	680—720	—	1½—2 godz
	Myśliwskie wielomiejscowe	640	—	1¼—2 godz
	Bombowe średnie		480	6 godz
	Bombowe ciężkie		440	8 godz
	Wodnopłaty	430	350	01 godz

Kilka wytycznych dla konstrukcji silników lotniczych na najbliższe pięć lat rzucił Fedden w swym referacie wygłoszonym w maju 1937 r. na zebraniu Society of Automotive Engineers.

Fedden przypuszcza że dolnopłat z wciąganym podwoziem o wysokim obciążeniu powierzchniowym skrzydeł typu zapoczątkowanego przez Douglas'a będzie dominującym układem w ciągu najbliższych lat.

Jednosilnikowe samoloty pościgowe ustąpią miejsca szybkim płatowcom dwusilnikowym.

Podstawowe typy płatowców oraz ich przypuszczalne wyczyny przedstawia według Fedden'a tabl. 7.

Do płatowców tych będą potrzebne cztery kategorie silników mianowicie:

silnik	755 KM	o ciężarze	370 kg
	1150 KM	„ „	570 kg
	1550 KM	„ „	700 kg
	2000 KM	„ „	950 kg

Silniki pierwszej kategorii wykonywane będą w dwu odmianach:

1) jako silnik płaski dostosowany do całkowitego wbudowania w skrzydła. Silnik ten wyposaży szybkie dwusilnikowe płatowce myśliwskie.

2) dla płatowców wojskowych mniej szybkich oraz dla płatowców cywilnych nadawać się będzie ten sam silnik w układzie gwiazdowym.

W trzech następnych kategoriach silniki gwiazdowe utrzymają swój prymat, przy czym w miarę zwiększania wymiarów płatowców dążyć się będzie do wpuszczania silników coraz bardziej w skrzydła.

Konieczność stosowania przekładni dla uzyskania wystarczającego ciągu śmigła przy starcie, a co za tym idzie duża średnica śmigieł utrudni stosowanie zbyt wielkich jednostek napędowych i skłoni konstruktorów płatowców do podzielenia potrzebnej mocy na większą ilość silników.

Kierunki rozwoju płatowców i śmigieł nie wskazują na to, by należało się spodziewać grupowania większej ilości silników na jednym wale śmigła.

Prawdopodobnie silnik, jako niezależna jednostka z odpowiednio dobranym śmigłem normalnego typu okaże się najkorzystniejszym. Widzimy, że Fedden jest bardziej konserwatywny niż Amerykanie, a jego może zbyt jednostronne nastawienie na silniki gwiazdowe jest usprawiedliwione tym, że jest on jednym z czołowych pionierów tego typu silników.

Present State and Future Developments of Aircraft Engines

Summary

In connection with the tenth Anniversary of the foundation of the Polish Aeronautical Engineers Association a special meeting has taken place, at which the author presented the above paper. After discussing the progress attained in the aircraft engine field during the last ten years he indicates the developments which made this progress possible. A consideration of engine and aircraft working conditions in flight shows the necessity of designing engines suited to the aircraft on which they have to be installed. On the basis of the existing trends in the engine and aircraft field the author indicates which future developments can probably be expected in the next few years.

Materiały niemetalowe w lotnictwie

Inż. Kazimierz Wolski

I. Kryteria porównawcze

Cykl odczytów: o drewnie, jako materiale lotniczym, o konstrukcjach drewnianych lotniczych i o masach plastycznych, wygłoszonych w ZPIL-u pobudził niejednego do głębszego zastanowienia się nad wartością konstrukcyjną w lotnictwie materiałów niemetalowych, nad dalszą możliwością ich rozwoju oraz nad zastępczością konstrukcji drewnianych i ich konkurencją z konstrukcjami metalowymi. Odczyty te wywołały żywe dyskusje, zwłaszcza pierwszy odczyt inż. Mioduszewskiego. W dyskusjach brak było jednak właściwych kryteriów dla porównania niemetali z metalami, a horoskopy postępu konstrukcji lotniczych opierano przeważnie na statystyce.

W pracy niniejszej postaram się przeprowadzić pierwszy wywiad, celem ustalenia najbliższych możliwości, jakie nam jeszcze wróżą materiały niemetalowe, a zwłaszcza drewno — najbardziej u nas dostępny surowiec.

Drewno stosuje się do dziś przeważnie w stanie naturalnym. Od kilku lat zaledwie są stosowane różne przeróbki drewna tzw. „ulepszenia drewna", mające na celu przeważnie ujednorodnienie materiału, który w naturalnym stanie jest niedość jednorodny z powodu sęków lub nierównych słojów.

Drewno posiada dwie wybitne dodatnie cechy: wielką wytrzymałość na rozciąganie w kierunku włókien oraz mały ciężar właściwy. Wiemy, że wytrzymałość drewna na rozciąganie w kierunkach poprzecznych do włókien jest około 100 razy mniejsza od wytrzymałości na rozciąganie wzdłuż włókien. Nie przeszkadza to jednak do wykorzystania drewna. w odpowiednich warunkach obciążenia. Nawet i w metalach powszechnie ucieka się do wzmocnienia pewnego kierunku kosztem wytrzymałości w innych kierunkach przez odpowiednią przeróbkę plastyczną, dającą włókno w żądanym miejscu i kierunku elementu.

Obecny stan wykorzystania wymienionych własności drewna daleko jeszcze nie wyczerpuje możliwości, jakie dadzą się nawet przewidzieć. Znaczny postęp w dziedzinie żywic sztucznych i klejów pozwala już na ulepszanie drewna przez nadawanie jednorodności i zwiększanie twardości oraz odporności na wpływy atmosferyczne.

W dalszym ciągu postaram się w pierwszym przybliżeniu odpowiedzieć na następujące pytania:

1. Według jakich kryteriów należy oceniać konstrukcyjne materiały lotnicze?
2. Jaka jest istotna wartość lotnicza drewna oraz aktualnych żywic sztucznych?
3. Jakich najbliższych możliwości należy oczekiwać stosując ulepszenia drewna?
4. W jakim kierunku należy podjąć prace nad drewnem i żywicami, ażeby możliwie wyzyskać zalety drewna?

Odpowiedzi na te pytania są dziś do pewnego stopnia jeszcze utrudnione z powodu szczupłości materiału z zakresu badań drewna i żywic na zmęczenie.

Odnośnie pierwszego punktu, to są stosowane dziś kryteria w kilku postaciach (zwane wartościami właściwymi) jak:

$$\frac{R_r}{\gamma},\quad \frac{R_g}{\gamma},\quad \frac{R_g}{\gamma^2},\quad \frac{S_r\ E_r\ Z}{\gamma}$$

gdzie R_r, R_g — wytrzymałości, S_r — granica sprężystości, E_r — współczynnik sprężystości, r — wskaźnik rozciągania, g — wskaźnik zginania, Z — wytrzymałość na zmęczenie, γ — ciężar właściwy.

Kryteria te są przestarzałe lub niewystarczające lub wadliwie zbudowane.

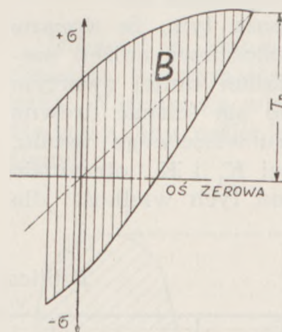
Jakakolwiek istnieje teoretyczna ogólna forma kryterium, obejmująca w sposób uniwersalny wszystkie wypadki stosowania materiału, poszukiwanie jej było by niecelowe tak ze względu na trudności w określeniu, jak i w praktycznym korzystaniu. Najlepiej jest ograniczać się do wąskich dziedzin użytkowania i w ich zakresie ustalać kryterium czy to w formie układu prostych kryteriów np.:

$$K_1 = \frac{Q_r}{\gamma},\quad K_2 = \frac{E_r}{\gamma},\quad K_3 = \frac{Z}{\gamma}, \quad \ldots$$

czy to w formie prostego związku:

$$K = f\left(\frac{Q_r}{\gamma},\ \frac{E_r}{\gamma},\ \frac{Z}{\gamma},\ \ldots\right)$$

Przy porównywaniu materiałów lotniczych ograniczę się do części konstrukcyjnych pracujących na obciążenie wstępne oraz niewielką oscylację. W płatowcu większość części poddana jest tego rodzaju obciążeniom. Jest to wypadek obciążenia zmęczeniowego zbliżony do wytrzymałości trwałej T — granicznego naprężenia w zakresie częstotliwych bezpiecznych naprężeń B (rys. 1), kiedy oscylacja naprężenia zdąża do zera tj. $T = \sigma \pm 0$.



Rys. 1.

Mając na względzie drewno rozpatrzę układ dwóch kryteriów:

$$K_1 = \frac{T_r}{\gamma},\quad K_2 = \frac{E_{rc}}{\gamma}$$

Wytrzymałość trwała na rozciąganie T_r dla drewna jest zbliżona do wytrzymałości na rozciąganie R_r, a dla metali do granicy plastyczności Q_r.

Co się tyczy żywić sztucznych, to wobec braku danych możemy przyjąć za pewnik nierówność $T_r < R_r$, co wobec niewielkiego R_r wystarczy do oceny względnej.

I tak więc K_1 charakteryzuje użytkowe własności wytrzymałościowe materiału lotniczego pracującego na rozciąganie, zaś K_2 charakteryzuje sztywność materiału oraz stateczność wyboczeniową. Obydwie te

wielkości posiadają w mianowniku objętościowy ciężar właściwy γ, co uniezależnia je od objętościowego ciężaru właściwego oraz objętościowych własności mechanicznych w wypadku struktury włóknisto-porowatej; ma to duże znaczenie, jak zobaczymy dalej.

Załączona tablica porównawcza posłuży do oceny wartości materiałów, mających znaczenie w lotnictwie.

Specjalnego omówienia wymagają kolumny T_r i E_{rc} tej tabeli. Odnośnie T_r dla drewna należy pamiętać, że wytrzymałość R_r, przy stosowaniu specjalnych próbek zapewniających prawidłowe zerwanie, dla sosny dosięga 2000, a dla jesionu 3000 kg cm². Wartość więc 1100 dla $T_r \simeq R_r$ jest umiarkowana. Odnośnie zaś metali, wielkości T_r są rozmyślnie wzięte wygórowane z uwagi na przyszły rozwój metali.

Co się tyczy kolumny E_{rc}, to dla sosny mamy, według dr Naleszkiewicza:

$E_r = 128700$, $E_c = 120600$, $\gamma = 0{,}470$ stąd $K_2 = 2650$

według Berchena:

$E_r = 147100$, $E_c = 158800$, $\gamma = 0{,}475$ stąd $K_2 = 3300$.

O ile mi wiadomo, dr Naleszkiewicz badał sosnę przeciętną, Berchen podaje zaś własności dla sosny lotniczej, tym więc należy tłomaczyć różnice. I tak więc średnio dla sosny wypada $K_2 = 2950$ km.

Z zestawienia K_1 i K_2 tablicy porównawczej widzimy, że drewno wysuwa się na czoło tam gdzie wchodzi w grę T_r lub E_{rc}. Metale, pozostając w tyle, posiadają K_1 i K_2 zbliżone między sobą. Dla żywic wypada K_1 i K_2 b. niskie w stosunku do drewna i metali; jedynie tylko wytrzymałość na ściskanie R_c przedstawia się w stosunku do drewna znacznie lepiej. Drewno utwardzone posiada własności na ogół nie gorsze od metali (K_2 nieco ustępuje, zato K_1 jest nieco lepsze).

Kryteria K_1 i K_2 mówią poza tym, że drewno posiada wyższe cechy wytrzymałościowe aniżeli metale, tylko że jest ono materiałem mniej zwartym od metali. Gdyby bowiem dało się ścisnąć drewno (nie niszcząc włókna) do ciężaru właściwego metalu, to zachowując te same wartości K_1 i K_2, otrzymało by drewno większe R_r i T_r od tych wielkości dla metali oraz równe E_{rc}. Odwrotnie gdybyśmy np. ze stali o wysokiej wytrzymałości wykonali materiał porowaty o budowie rurkowej i o ciężarze właściwym objętościowym równym jak u drewna, to R_r i T_r spadłyby poniżej tych wielkości dla drewna, zaś E_{rc} zrównało by się z E_{rc} dla drewna. Jasne jest, że stal o powyższej strukturze, była by materiałem wybitnie kierunkowym podobnie jak drewno.

Zaznaczyć należy, że zmniejszenie zwartości materiału jest często b. pożyteczne. Znamy zjawisko wyboczenia ścianek elementu (zaklęśnięcie). Są elementy lotnicze metalowe cienkościenne, które celem uniknięcia wyboczenia ścianki muszą posiadać specjalne karby podłużne np. karbowane kształtowniki, blachy faliste itp. Tego rodzaju karbowanie ścianek stanowi ucieczkę od zwartości materiału, co w drewnie jest już przewidziane przez naturę.

Istotny ciężar właściwy drewna jest od ciężaru właściwego objętościowego około 3 razy większy. Eksperyment z drewnem prasowanym (w kierunku promieniowym przekroju) dał zwiększenie ciężaru właściwego oraz własności wytrzymałościowych proporcjonalne do ścisku. Wynika stąd, że zwartość drewna można powiększyć maximum ok. 3-krotnie, zwiększając jednocześnie w tym samym stosunku R_r, T_r, E_r, i γ oraz zachowując stałe K_1 i K_2. Istotne więc własności wytrzymałościowe oraz ciężar właściwy drewna są około 3-krotnie większe od tych, które się normalnie liczy, a które można by nazwać własnościami objętościowymi.

Rozróżnianie własności istotnych i objętościowych ma znaczenie przy badaniu współpracy drewna i żywic w elementach konstrukcyjnych. Jeżeli dany element jest wykonany z masy plastycznej, stanowiącej włókno drewna zaimpregnowane żywicą, to w danym miejscu elementu odkształcenie będzie wspólne tak dla włókna, jak i żywicy. Współpraca więc żywicy i włókna przedstawi się stosunkiem naprężeń żywicy i włókna:

$$\sigma_{żyw} : \sigma_{wł} = E_{ż.w} : E_{wł} = 60000 : (3 \cdot 135000) \cong 1 : 7$$

jak widać bardzo nikłym.

Na podstawie tego wyniku oraz danych wytrzymałościowych dla mas plastycznych uzbrojonych włóknem można wnioskować, że współpraca włókien

Tablica porównawcza

Materiał	γ	T_r	E_{rc}	$K_1 = \frac{T_r}{\gamma}$ [4]	$K_2 = \frac{E_{rc}}{\gamma}$ [4]	R
	g cm³	kg cm²	kg/cm²	km	km	kg/cm²
Drewno	0 5	1100	135000	22	2700	$R_c = 500$
Drew. utwar[1]	1,3	2000	280000	15	2150	$R_r = 2200$, $R_g = 2800$
Żywice[2]	1,3	< 600	60000	< 5	500	$R_r = 600$, $R_c = 2800$
Stal	7,8	11000	2100000	14	2700	$R_r = 15000$
Stopy Al.[3]	2,8	3500	720000	12,5	2600	$R_r = 6000$
Stopy Mg.[3]	1,8	2500	450000	14	2600	$R_r = 4500$

1) „Drewno utwardzone" jest to drewno ulepszone pod nazwą „Hartholz".
2) Żywice fenolo-formaldehydowe.
3) Stopy Al i Mg oznaczają w ogóle stopy aluminiowe i magnezowe.
4) K_1 i K_2 są wyrażone w jednostkach kilometrowych i oznaczają długość dającą pod własnym ciężarem odpowiednio naprężenia T_r i E_{rc}

między sobą w drewnie zaimpregnowanym (tak na rozciąganie jak i na ściskanie) jest lepsza aniżeli współpraca tychże włókien bez impregnacji żywicowej. Żywica więc pozornie wzmacnia włókna, w rzeczywistości zaś polepsza współpracę i w wyniku powiększa wytrzymałość i współczynnik sprężystości. O ile procentowo sama żywica powiększa wytrzymałość i współczynnik sprężystości, można się przekonać na następującym przykładzie: niech będzie drewno impregnowane zawierające 30% żywicy i 70% włókna (ciężary właściwe żywicy i włókna są prawie równe). Ponieważ włókno pracuje 7 razy więcej niż żywica, przeto udział żywicy wyniesie:

$$\frac{30}{70 \cdot 7 + 30} = 5{,}8\%$$

czyli że żywica w małym stopniu udziela wytrzymałości, zato w pewnym stopniu powiększa współpracę włókien.

Wytrzymałość na ściskanie drewna wzdłuż włókien jest znacznie mniejsza od wytrzymałości na rozciąganie. Ściskane włókna drewna przy obciążeniu krytycznym ulegają wyboczeniom. Impregnacja żywicowa drewna zabezpiecza włókna od wyboczeń i zmusza je do pracy na ściskanie znacznie powiększając wytrzymałość.

Zaznaczyć należy, że żywice fenolo-formaldehydowe, stosowane aktualnie do impregnowania włókien, wymagają do końcowej przemiany zabiegu termicznego przy temperaturze 130 — 140° C. Nie ulega wątpliwości, że taka temperatura ujemnie wpływa na wytrzymałość włókna.

Nie wiadomo dotychczas w jakim stopniu żywice sztuczne posiadają zdolność pełzania, tj. jaką posiadają granicę pełzania.

W przyszłości należy przewidywać znaczny rozwój znormalizowanych materiałów, kształtówek i elementów konstrukcyjnych wyrabianych w specjalnych wytwórniach z drewna ulepszonego, z mas plastycznych, oraz z materiałów niejednorodnych niemetalowych jak i mieszanych z niemetali i metali. Wysokie własności wytrzymałościowe oraz lekkość będą osiągane drogą daleko idącej racjonalizacji struktury i formy. Należy przy tym oczekiwać od chemików lepszych żywic i klejów, a od mechaników racjonalizacji struktury i formy. Oczywiście niezbędna będzie również i współpraca jednych i drugich.

Ogólne wnioski

Na podstawie powyższych rozważań możemy wypowiedzieć następujące ogólne wnioski:

1. Drewno jest materiałem wybitnie dobrym na rozciąganie i na wyboczenie w kierunku włókien. Pod tym względem posiada ono zapewnione widoki w lotnictwie, co zaś do innych własności wytrzymałościowych drewna, to ustępuje ono metalom oraz częściowo żywicom.

2. W wypadkach drewnianych elementów zginanych, włókna ściskane powinny być albo zaimpregnowane, albo też uzbrojone metalem o wysokiej wytrzymałości. Ten ostatni sposób przedstawia widoki największej lekkości.

3. Żywice sztuczne posiadają małą wytrzymałość na rozciąganie i mały współczynnik sprężystości. Posiadają one jedynie dobrą wytrzymałość na ściskanie.

4. Żywice bez uzbrojenia przez włókno drewna (lub inne) jako materiał konstrukcyjny nie przedstawiają wartości. Uzbrojone zaś przez włókno, same pod obciążeniem b. mało pracują z powodu małego *E* i stanowią właściwie tylko materiał wiążący włókno, które przyjmuje gros obciążenia zarówno na rozciąganie, jak i na ściskanie.

5. Żywice wiążące włókna w pewnym stopniu polepszają współpracę włókien.

6. Proces przemiany i utwardzania masy plastycznej wymagający temperatury 130 — 140° C nieco zmniejsza wytrzymałość włókna roślinnego uzbrajającego masę.

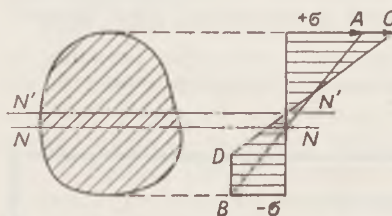
7. Ponieważ aktualne żywice posiadają stosunkowo małe K_1 i K_2, należy przy impregnowaniu wprowadzać możliwie mały procent żywicy a duży procent włókna, aby zachować duże K_1 i K_2.

8. Możliwe powiększenie zwartości drewna przez prasowanie jest najwyżej 3-krotne. W tym stosunku można oczekiwać powiększenia własności wytrzymałościowych: R_r, T_r, E_{rc} w drewnie ulepszonym, przy zachowaniu K_1 i K_2 stałych. Powiększenie zwartości drewna jednak nie zawsze będzie pożądane w konstrukcji.

9. Drewno stanowi wysokowartościowy surowiec do wyrobu lotniczych elementów konstrukcyjnych, jednak do całkowitego wykorzystania tego surowca są potrzebne żywice i kleje jeszcze lepsze od tych jakie mamy obecnie. Od żywic należy wymagać większgo K_1 i K_2 oraz niższej temperatury twardzenia, od klejów — większej pewności łączenia i łatwości użycia, zwłaszcza przy drewnie ulepszonym oraz przy masach plastycznych.

II. Dźwigary niejednorodne

Drewno w stanie naturalnym posiada 3 razy mniejszą wytrzymałość na ściskanie, niż na rozciąganie. Nasuwa się więc pytanie, jak należy budować dźwigary, aby najlepiej wykorzystać materiał drewniany.



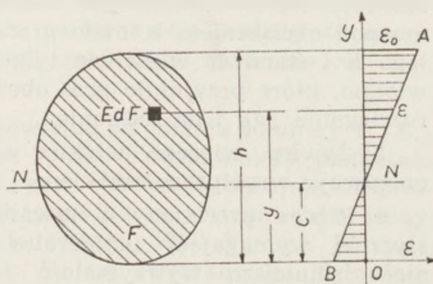
Rys. 2.

Wiemy, że przy zginaniu dźwigara drewnianego mamy rozkład naprężeń według prostej *AB*, aż do osiągnięcia pewnej krytycznej wartości naprężenia na ściskanie (rys. 2). Dalsze powiększenie momentu daje wykres naprężeń w przekroju dźwigara *BDC*, przy czym warstwa obojętna *NN* przesuwa się w stronę naprężeń rozciągających do położenia *N'N'*. Włókna ściskane po osiągnięciu naprężenia krytycznego ulegają wyboczeniu.

Celem uniknięcia wyboczenia włókien ściskanych należy je albo wzmocnić przez drewno utwardzone, albo uzbroić ściskaną część przekroju materiałem wytrzymalszym. W obu wypadkach otrzymujemy przekrój dźwigara niejednorodny o niejednakowym współczynniku sprężystości *E*.

W dalszym ciągu przedstawię ogólną metodę wyznaczania warstwy obojętnej w dźwigarze niejednorodnym, stanowiącej podstawę do wyznaczania rozkładu naprężeń w przekroju.*)

Niech będzie dźwigar o dowolnym przekroju F (rys. 3) i o zmiennym współczynniku E w różnych miejscach przekroju, przy czym zmienność E może być nawet nieciągła. Niech na dźwigar w danym przekroju działa moment zginający M. Przekrój F, płaski przed odkształceniem dźwigara, pozostanie płaski i po odkształceniu, przeto wykres odkształceń ε, przedstawi się prostą AB, przecinającą oś Oy w punkcie N, odpowiadającym warstwie obojętnej dźwigara. Naprężenia normalne całego przekroju F dają parę sił, której moment równa się M. Suma sił elementarnych przekroju równa się zeru, czyli:



Rys. 3.

$$\int_F \sigma \, d F = 0$$

lecz $\sigma = E \, \varepsilon, \quad \varepsilon = \varepsilon_0 \dfrac{y - c}{h - c};$

podstawiając w pierwszy wzór dwa ostatnie, otrzymamy:

$$\frac{\varepsilon_0}{h - c} \int_F E \, (y - c) \, d F = 0,$$

lub skracając przez $\dfrac{\varepsilon_0}{h - c}$ i porządkując, otrzymamy:

$$\int_F y \, E \, d F = c \int_F E \, d F \quad \ldots \quad (1)$$

Wzór ten mówi, że warstwa obojętna przechodzi przez środek ciężkości przekroju dźwigara, w którym współczynnik sprężystości E występuje jako gęstość w danym punkcie. Daje to statyczną metodę wyznaczania warstwy obojętnej, łatwą w zastosowaniu praktycznym (analitycznym lub wykreślnym).

*) Metoda ta jest stosowana w konstrukcjach żelbetowych Przyp. Red.

Jako przykład weźmy dźwigar drewniano-stalowy (rys. 4) i określmy położenie warstwy obojętnej. Na zasadzie wzoru (1) możemy napisać:

$$E_2 (h - a) \left(\frac{h - a}{2} + a \right) + E_1 \frac{a^2}{2} = c \left| E_2 (h - a) + E_1 a \right|$$

skąd:

$$c = \frac{(E_1 - E_2) \, a^2 + E_2 \, h^2}{2 \, (E_1 - E_2) \, a + 2 \, E_2 \, h}$$

$$\sigma_1 = E_1 \, \varepsilon_1, \quad \sigma_2 = E_2 \, \varepsilon_2, \quad \varepsilon_2 = \frac{h - c}{c} \, \varepsilon_1$$

$$\sigma_1 = \frac{E_1}{E_2} \, \frac{c}{h - c} \, \sigma_2, \quad \sigma_3 = \frac{c - a}{h - c} \, \sigma_2$$

$$\sigma_2 : \sigma_3 : \sigma_1 = 1 : \frac{c - a}{h - c} : \frac{E_1}{E_2} \, \frac{c}{h - c}$$

Niech: $a = 5$ mm, $h = 100$ mm, $E_1 = 2100000$ kg/cm², $E_2 = 130000$ kg/cm², $c = 29{,}5$ mm; znajdujemy $\sigma_2 : \sigma_3 : \sigma_1 = 1 : 0{,}35 : 6{,}75$.

Jak widać, stosunek naprężeń jest dobrany właściwie. Przez uzbrojenie stalowym pasem warstwa obojętna przesunęła się w stronę tegoż pasa i przez to włókna rozciągane zostały więcej obciążone zaś włókna ściskane — odciążone.

W wypadku kiedy w przekroju dźwigara mamy pola przekrojów materiałów uzbrajających dźwigar (np. wtopione pręty lub listwy), rzędną c warstwy obojętnej można wyrazić wzorem bardziej praktycznym od wzoru ogólnego (1).

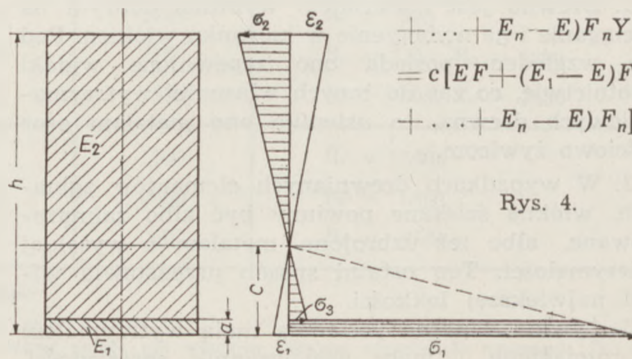
Niech F oznacza całkowite pole przekroju dźwigara. W polu F niech będą pola przekrojów materiałów uzbrajających: $F_1, F_2, \ldots, F_n$ o współczynnikach sprężystości odpowiednio: $E_1, E_2, \ldots, E_n$ współczynnik sprężystości materiału podstawowego (t.j. tła) niech będzie E. Ze wzoru (1) na zasadzie prostych rozważań wynika wzór:

$$E \int_F y \, d F + (E_1 - E) \int_{F_1} y \, d F + \ldots + (E_n - E) \int_{F_n} y \, d F =$$

$$= c \left| E \int_F d F + (E_1 - E) \int_{F_1} d F + \ldots + (E_n - E) \int_{F_n} y \, d F \right|$$

lub

$$EFY + (E_1 - E) F_1 Y_1 + \ldots + E_n - E) F_n Y_n = c [EF + (E_1 - E) F_1 + \ldots + E_n - E) F_n] \quad (2)$$



Rys. 4.

We wzorze tym $Y, Y_1,...,Y_n$ są to rzędne środków ciężkości pól $F, F_1,....,F_n$.

Wzór (2) wyraża, że c jest rzędną środka ciężkości mas EF, $(E_1 - E)\ F_1,....,\ (E_n - E)\ F_n$ skupionych w środkach ciężkości poszczególnych pól $F, F_1, ..., F_n$.

Mając gotowy model dźwigara niejednorodnego, możemy wyznaczyć położenie warstwy obojętnej drogą pomiaru odkształceń ε_1 i ε_2 na dolnym i górnym pasie dźwigara oraz przeliczenia rzędnej c (rys. 4) według wzoru:

$$c = h\ \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_1 + \varepsilon_2} \quad . \ . \ . \ . \quad (3)$$

Na podstawie wyżej podanych metod oznaczania położenia warstwy obojętnej oprzeć można całkowite projektowanie elementów zginanych. Mając warstwę obojętną, wyznaczenie naprężenia normalnego w dowolnym punkcie przekroju niejednorodnego dźwigaru nie przedstawia trudności.

Literatura

J. Naleszkiewicz — Wytrzymałość zginanych dźwigarów sosnowych (Nr 61). Sprawozdania IBTL. r. 1934, Nr 2 (14).

S. Kozanecki — Badania drewna na zmęczenie (Nr 74) Sprawozdanie IBTL. r. 1936 Nr 1 (19).

S. N. Berchen — Osnownyje matieriały samolotostrojenija 1936 r.

A. Thum, A. Greth, H. R. Jacobi — Dauerbiegeversuche mit Kunstharzpressstoffen. VDI — 1937 Nr 2.

F. Pabst — Kunststoff — Taschenbuch (2 Auflage 1937 r.).

Non-Metallic Materials in Aeronautics

Summary.

The author tries to establish criterions, by which the constructive usefulness of materials could be appreciated, and suggests, instead of the sometimes encountered „specific values", two new constants, $K_1 = T_r/\gamma$ and $K_2 = E_r/\gamma$ where T_r is the safe fatigue stress, E_r Young's modulus of elasticity, and γ the volumetric specific weight. The comparison of wood, natural and improved, with synthetic resins and metallic materials, leads to the conclusion, that wood is a good material when working in tension, but in bending the compression side should be either impregnated or reinforced by a metallic armature. Synthetic resins taken alone have good characteristics when compressed; with fibreous armature, they are not very efficient by themselves, but give a support to the fibres and improve their collaboration. Compression of wood may raise its compactness up to 3 times the original value, leaving the constants K_1 and K_2 almost unchanged. Full advantage of the qualities of wood could be taken, if better resins and glues were at hand; this would ensure improved safety of joints and easier manipulation.

In the last part of the paper, the author gives a method of determining the position of the neutral axis of a composite beam, having fibres with different values of Young's modulus.

Rozwój konstrukcji szybowców dzisiaj i jutro

Inż. Wacław Czerwiński

Wstęp

Dopiero okres powojenny licząc od 1918 r. stał się okresem rozwoju szybownictwa w ogóle. Bezpośrednią przyczyną zainteresowania się poważnie szybownictwem był Traktat Wersalski, który zakazał Niemcom posiadania lotnictwa wojskowego w ogóle, a cywilnego jedynie do pewnej określonej mocy silników i to w ograniczonej ilości. „Jeżeli zakazano nam latać z silnikiem, będziemy latać i bez niego" — są to słowa inż. Oskara Ursinusa, ojca duchowego niemieckiego szybownictwa.

Dzięki temu, że uznano szybownictwo za bardzo pożyteczną gałąź sportu ze względu na duże wartości pedagogiczne i propagandowe dla rozwoju lotnictwa w danym kraju, zyskuje ono sobie coraz silniej obywatelstwo i opiekę władz. Szczególnie w Polsce, zyskało ono sobie bardzo poczesne stanowisko, dzięki formalnemu uznaniu go za przedszkole pilotażu, oraz w całym świecie uznanie za swoje wyniki sportowe.

Początki rozwoju szybownictwa w Polsce cechuje do r. 1928 przeważnie brak świadomości w jakim celu należy je popierać i rozwijać. Pierwsze dwa oficjalne konkursy w Białce i w Gdyni, zamiast pchnąć sprawę naprzód, wyrządzają szybownictwu polskiemu swojemi ujemnymi wynikami nawet szkodę, gdyż nastrajają nieprzychylnie dla siebie ówczesne czynniki miarodajne. Dlatego też dalsze kroki tych, którzy sobie z wartości jego dokładnie sprawę zdawali, nie prowadziły bynajmniej po różach. Grupa studentów Politechniki Lwowskiej zrzeszonych w Związku Awiatycznym dopięła jednak swego, budując własnymi rękami pierwsze szybowce o wyraźnie zróżniczkowanych własnościach ze względu na ich przeznaczenie, oraz wyszukując odpowiednie tereny, jak naówczas sądzono o jakichś wprost bajecznych właściwościach, nad którymi można było dłuższy czas żaglować.

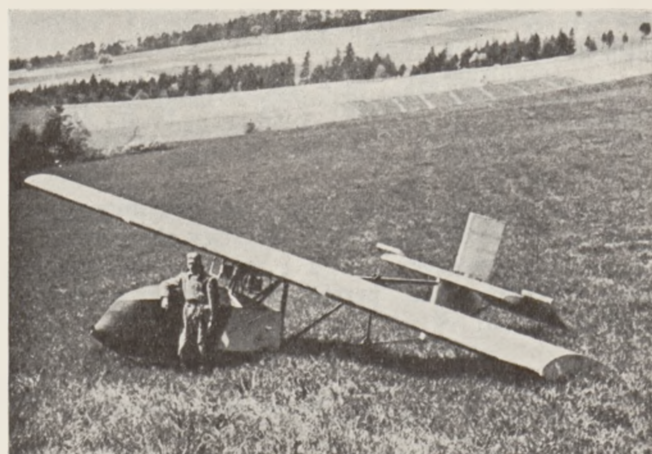
Załączone fotografie (rys. 1, 2 i 3) przedstawiają pierwsze szybowce Związku Awiatycznego Pol. Lwowskiej konstrukcji autora, a to: CW. 1, który na terenach Złoczowa kierowany przez inż. S. Grzeszczyka wykonał pierwszy kilkuminutowy lot żaglowy w Polsce, CW. 2, szybowiec treningowy, który wykonał pierwszy lot ponad dwie godziny, oraz szybowiec CW. 3, szkolny, na którym stawiała pierwsze kroki kadra dzisiejszych asów i weteranów naszego szybownictwa.

Stan dzisiejszy rozwoju

Po blisko dwudziestoletnim okresie rozwoju szybownictwa, w którym zbadano szczegółowo główne źródła energii w powietrzu dające się przy pomocy szybowca wykorzystać dla przelotu, ustaliły się zupełnie jednoznacznie zadania, stawiane szybownictwu wyczynowemu. Tak jak i we wszystkich sportach nie związanych z miejscem z góry określonym, tak i w szybownictwie ostatecznym celem jest poko-



Rys. 1. Szybowiec CW. 1.



Rys. 2. Szybowiec CW. 2.

nywanie jak największych odległości. Szybowiec wyczynowy należy więc dzisiaj traktować jako przyrząd sportowy, którego wszystkie właściwości powinny być przystosowane wyłącznie do umożliwienia i ułatwienia dokonywania jak najdalszych przelotów, z możliwie największą szybkością.

Jak najpobieżniejsza nawet analiza każdego przelotu wykazuje, składa się on zawsze z okresów biernych w których szybowiec nabiera wysokości (zazwyczaj krążąc), oraz okresów czynnych, w których zamienia się zdobytą wysokość na przelecianą odległość. Jak widać więc, własności jego powinny zdążać do jak najkorzystniejszych właściwości w krążeniu oraz w locie ślizgowym.

Stosunkowo łatwo jest scharakteryzować wymagania dla szybowca w okresie czynnym przelotu. O jego wartości decyduje wtedy jedynie rodzaj biegunowej szybkości. Szybowiec będzie tym lepszy, im mniejsze będzie miał szybkości opadania przy poszczególnych szybkościach po torze. Ideałem byłaby możliwie płaska biegunowa szybkości, t. j. taka, w której ze zmianą szybkości po torze niewiele zmieniałaby się szybkość opadania. Jak uczy teoria i doświadczenie, biegunowa szybkości będzie tym bardziej płaską, im większe będzie miał szybowiec obciążenie jednostkowe płata, oraz im większą będzie jego doskonałość. Szybowiec taki będzie cechować bardzo duża rozpiętość i wydłużenie skrzydła, przy możliwie małych oporach szkodliwych i profilowych.

W okresie biernym przelotu t. zn. w krążeniu, własności szybowca zależą od szybkości opadania w skręcie, promienia skrętu, szybkości po torze, oraz od zwrotności i sterowności. Im szybkość opadania, promień skrętu, oraz szybkość po torze są mniejsze, tym lepiej szybowiec wykorzystuje wąskie nieraz kominy wznoszącego się powietrza, oraz szybciej nabywa wysokości. Dobra zwrotność i sterowność pozwala na długie krążenie bez specjalnego skupienia uwagi pilota, oraz na łatwe i bezpieczne krążenie bez widoczności ziemi, a więc w lotach w chmurach, gdzie prądy wznoszące są specjalnie intensywne.

Ażeby zadośćuczynić tym wymaganiom, trzeba stosować skrzydła o profilu z możliwie najwyższym współczynnikiem wyporu, oraz małe obciążenia jednostkowe. Jak widać wymagania te są diametralnie przeciwne wymaganiom w czasie przelotu. Jak zwykle w zagadnieniach inżynierskich, i tu radzi jedynie kompromis. Według uwag i wiadomości podawanych przez pilotów, zupełnie wystarczające dla praktyki są promienie skrętu nie większe aniżeli 40—50 m. Przy skrętach o większym promieniu szybowiec łatwo wyskakuje z komina, nie mogąc go należycie wykorzystać. Najważniejszą jednak sprawą jest szybkość po torze w krążeniu.

Zazwyczaj krążenie powinno odbywać się na kącie nieco większym od kąta odpowiadającego najmniejszej szybkości opadania*). W praktyce trudno jest utrzymać ten kąt w locie po krzywiźnie z powodu obawy łatwego przeciągnięcia szybowca, oraz przeważnie niedostatecznej sterowności na tym kącie, tak że krąży się zawsze z szybkością nieco większą. Wyliczając przyśpieszenia wypadkowe z przyśpieszeń odśrodkowego i ziemskiego, dla promienia skrętu 40 m i dla szybkości 40 — 70 km/godz, otrzymamy wartości podane w tabeli poniżej:

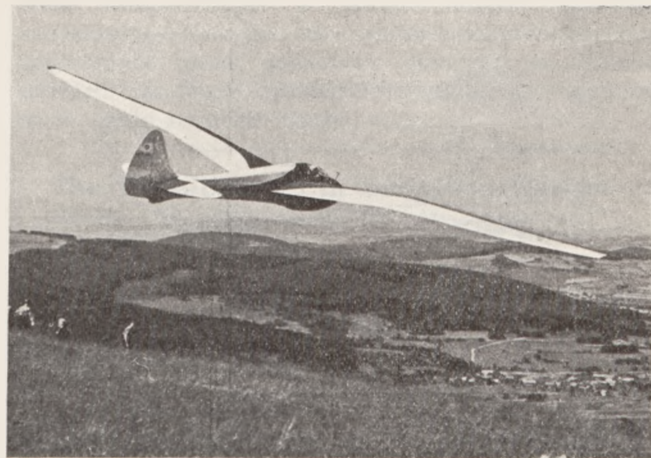
Szybkość po torze km/godz.	Przyspiesz. odśrodkowe m/sek.²	Kąt pochylenia szybowca	Przyspiesz wypadkowe m/sek ²	Stos. przysp wypadk do ziemsk.
40	3,1	17,5°	10,3	1,05
50	4,82	26°	10,9	1,11
60	6,95	32,8°	12	1,225
70	9,45	44°	13,6	1,35

Według kpt. M. Blaichera, szybkości 40 km/godz w krążeniu nie pozostawiają żadnych wpływów fizjologicznych. Przy szybkości 50 km/godz. i czasie krążenia około 15 min, wpływ przyśpieszenia staje się już uciążliwy po parogodzinnym lataniu, w którym stosunek czasu krążenia do lotu prostego jest jak 1:4. Przy 60—70 km/godz. fizjologiczne skutki przyśpieszenia (jak z tabeli widać około 1,3 razy większe od ziemskiego) występują bardzo wyraźnie i są następujące: wrażenie ucisku na głowę, lekkie zawroty głowy, skłonność do bólów głowy nawet trwająca długo po locie i wzrastająca z ilością wylatanego czasu, znacznie podniesione tętno i ogólne złe samopoczucie. Jak kpt. Blaicher stwierdził, dolegliwości te odczuwają prawie wszyscy piloci wyczynowi latający na szybkich szybowcach. Dodać tu jeszcze

*) Z. Oleński, „Zdolność szybowców osiągania wysokości przez krążenie".



Rys. 3. Szybowiec CW. 3.



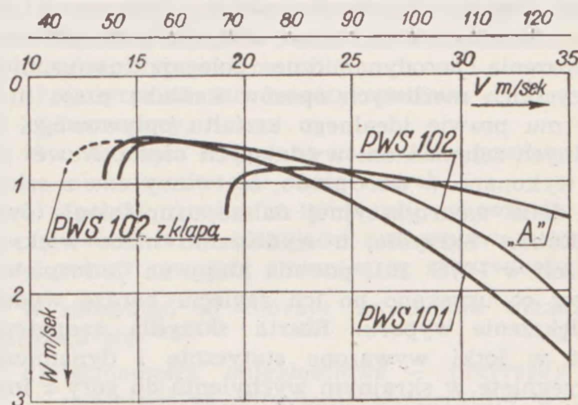
Rys. 4. Szybowiec PWS. 101.

należy, że im szybowiec jest szybszy, tym dłużej w ogólnym czasie przelotu trwa krążenie.

Jak z powyższego widać jeżeli chodzi o szybkość minimalną, to własności szybowca są z góry ograniczone fizjologią człowieka. Szybowce o szybkości minimalnej około 60 km/godz. są już konstrukcjami granicznymi i stawiają dla ludzkiego organizmu duże wymagania. Kształt geometryczny dzisiejszego klasycznego szybowca został tak wszechstronnie przestudiowany i zbadany, że nie kryje już w sobie żadnych tajemnic i nie pozwala spodziewać się żadnych niespodzianek w postaci rewelacyjnych ulepszeń. Również i bardzo prosta zależność pomiędzy obciążeniem powierzchniowym i kształtem geometrycznym a własnościami lotniczymi, pozwala na zupełnie ścisłe ustalenie o ile zmienią się własności szybowca przy zmianie jego wagi. Zajmiemy się obecnie podaniem najgłówniejszych cech charakterystycznych dzisiejszego szybowca klasycznego, t. j. takiego, który nie posiada żadnych urządzeń dodatkowych w postaci klap itp. do zmiany własności lotniczych, z wyjątkiem drobnych urządzeń pomocniczych, służących do psucia doskonałości przy lądowaniu.

Pomiędzy szybowcami polskimi wybija się obecnie na pierwszy plan swoimi własnościami i wyczynami szybowiec PWS. 101 (rys. 4). Wykonał on w zeszłym i obecnym sezonie prawie wszystkie przeloty polskie powyżej 300 km, w tym rekordowy przelot 580 km z Bezmiechowej do Wilna, wyczyn drugi co do odległości w świecie, dlatego też podam tutaj jego własności jako typowe dla szybowca klasycznego.

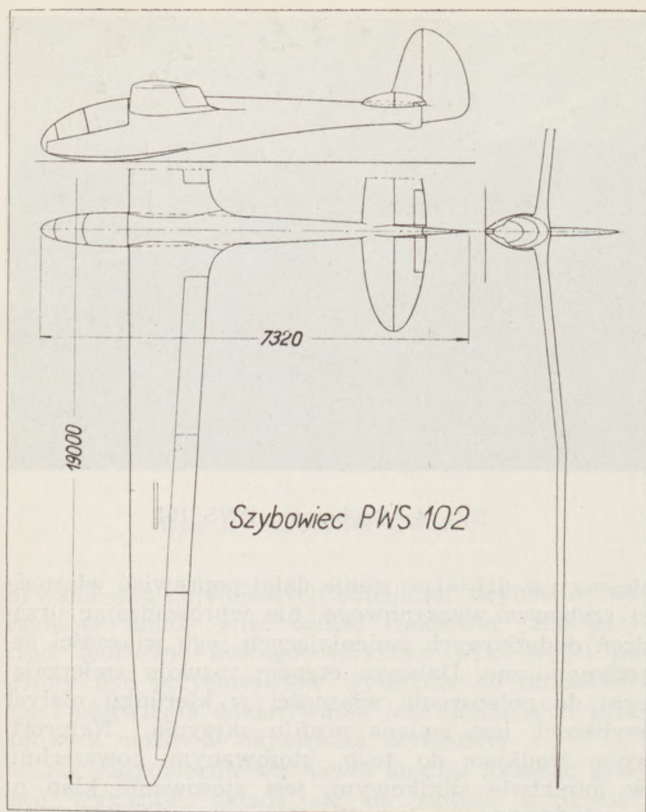
W bardzo dobrze dostosowanej do naszych warunków biegunowej szybkości (rys. 5), osiągnięto przez dobór profilów, wydłużenie i obciążenie jednostkowe skrzydła minimalną szybkością opadania około 0,6 m/sek, przy czym na dużych szybkościach osiągnięto też w porównaniu do innych szybowców małe opadania. Praktyczna szybkość minimalna wynosi około 60 km/godz i jest stosunkowo duża, gdyż bezpiecznie krąży się na nim dopiero na szybkości 70 km/godz. Mimo dużej rozpiętości skrzydła (19 m), dzięki korzystnie ukształtowanym lotkom udało się uzyskać dobrą zwrotność i sterowność w skręcie. Rozważywszy dokładnie sprawę okazuje się, że nie jesteśmy już dzisiaj w stanie dalej poprawiać własności szybowca wyczynowego, nie wprowadzając urządzeń dodatkowych zmieniających jego własności aerodynamiczne. Dalszym etapem rozwoju zmierzającym do polepszenia własności w kierunku małych szybkości, jest zmiana profilu skrzydła. Najprostszym środkiem do tego, stosowanym powszechnie w lotnictwie silnikowym, jest stosowanie klap na krawędzi spływu skrzydła. Klapy te zmieniają sklepienie profilu, podwyższając współczynnik wyporu. Niestety stosowalność ich jest ograniczona, gdyż dają one dobre wyniki dla szybowców jedynie przy stosunkowo małym zagięciu ku dołowi, nieprzekraczającym 12—15 stopni. Powyżej tych kątów razem z wyporem wzrasta szybko i opór, powiększając prędkość opadania do wartości nieużytecznych. Pozostawiając więc dzięki zastosowaniu klap równie korzystne lub nawet nieco lepsze od dotychczasowych własności krążenia i opadania na małych szybkościach, możemy przez zastosowanie profilów szybkościowych, oraz większych obciążeń jednostkowych polepszyć znacznie własności szybowca na szybkościach dużych.



Rys. 5.

Widać to wyraźnie na biegunowej szybkości szybowca PWS. 102, który jest ewolucją szybowca PWS. 101 (rys. 5 i 6), i którego budowa jest obecnie na wykończeniu w Lwowskich Warsztatach Lotniczych.

Udoskonalenia tego szybowca szły w kierunku



Rys. 6.

ruchowym oraz aerodynamicznym. Ulepszenia ruchowe zmierzały przede wszystkim do osiągnięcia jak najwyższej sprawności montażowej oraz transportowej, obu cech bardzo cennych w czasie zawodów. Wyładowanie z wozu transportowego oraz montaż trwają zaledwie kilka minut. Wszystkie połączenia uruchamiające lotki, klapy, hamulce aerodynamiczne, oraz stery z klapkami Flettnera, spinają się automatycznie z chwilą połączenia skrzydła oraz sterów z kadłubem. Przejście skrzydła w kadłub wykonano jako organiczne części skrzydła i kadłuba, wskutek czego po wkręceniu dwóch sworzni głównych i tylnych zamocowanych na dźwigniach opatrzonych klamkami, montaż skrzydła jest ukończony. Ulepszenia aerodynamiczne polegają na usunięciu wszystkich możliwych oporów kadłuba przez nadanie mu prawie idealnego kształtu opływowego, bez żadnych załamań ani wystających części. Nawet płozę wykonano w ten sposób, że tworzy ona z osłonami dętki amortyzacyjnej dalsze uzupełnienie owalu kadłuba. Skrzydło, o wydłużeniu nieco większym aniżeli w PWS. 101, posiada klapy na ⅓ rozpiętości, przez co uzyskano po ich zagięciu bardzo wydatne zwiększenie wyporu. Reszta skrzydła zaopatrzona jest w lotki wyważone statycznie i dynamicznie, sprzęgnięte w skrajnym wychyleniu do góry z interceptorem, służącym również niezależnie jako hamulec aerodynamiczny. Sprzęgnięcie to można regulować, celem dobrania w locie najkorzystniejszego. Dzięki cienkiemu (12% przy nasadzie) dwuwypukłemu profilowi skrzydła, zdołano osiągnąć przy szybkości 100 km/godz. opadanie niewiele większe od 1 m/sek. W stosunku do PWS. 101 poprawa szybkości opadania na dużych szybkościach wynosi około 25%.

Specjalną uwagę poświęcono wytrzymałości szybowca, obliczając całą konstrukcję na współczynniki akrobacyjne, oraz dobrym własnościom w krążeniu i w lotach bez widoczności ziemi. Dobre sterowności starano się uzyskać przez stosunkowo wielkie usterzenie poziome, wygięte w „V" ku górze i zaopatrzone w duże klapki Flettnera wyginające się przy ruchach sterem w kierunku zwiększającym siły na drążku sterowym, oraz przez duże usterzenie kierunkowe. O ile sprawdzą się przewidywania konstruktora, okaże się w najbliższym czasie.

Rzut oka w przyszłość

Należy się spodziewać dalszego pogłębienia wiedzy o ruchach i energii w atmosferze, które spowoduje też dalsze udoskonalenie techniki latania. Najbliższą zdobyczą techniki pilockiej będzie całkowite opanowanie latania bez widoczności ziemi. Opanowanie to przyniesie zapewne szereg rekordów wysokości, w których nie obejdzie się bez maski tlenowej oraz precyzyjnej aparatury pokładowej do ślepego latania. Sztuczny horyzont stanie się na pewno typowym przyrządem pokładowym dla przyszłego szybowca wyczynowego. Niestety nie ulegnie jednak zmianie fizjologia pilotów i ich odporność na dłuższe działanie przyśpieszeń. Cały więc wysiłek konstruktorów pójdzie w kierunku polepszenia własności lotniczych na dużych szybkościach, pozostawiając bez zmiany własności na szybkościach małych. Da się to oczywiście zrobić jedynie przez dalsze zwiększenie obciążenia jednostkowego, oraz dalsze powiększenie rozpiętości i wydłużenia skrzydła, co za sobą pociąga konieczność zastosowania zmiennego profilu i zmiennej powierzchni w locie. Uskutecznić to najłatwiej stosując poszerzacze (Fowlery), które są dzisiaj jedynym znanym urządzeniem powiększającym bardzo znacznie współczynnik wyporu, bez specjalnego wzrostu oporu. Pierwsze podobne rozwiązania zaczynają się już ukazywać, są nimi szybowiec kpt. M. Blaichera B. 38, oraz szybowiec niemiecki AFH.4 studentów z Hanoweru.

Cały wysiłek konstruktorów powinien pójść w przyszłości w kierunku budowy cienkiego skrzydła o bardzo dużej rozpiętości i wydłużeniu. Zadanie to jest bardzo trudne, zważywszy wszystkie dodatkowe warunki wypływające z powiększonej szybkości i stosowania Fowlerów. Ażeby usunąć obawę drgań oraz zbyt dużych skręceń, trzeba będzie wymagać od takiego skrzydła stosunkowo dużej sztywności na skręcanie i zginanie. Jest to jak na dzisiejszy stan techniki konstruowania problem bardzo trudny, wymagający wielu prób i studiów. Dzisiejsze wzory rozwiązań nie wystarczą, trzeba będzie zastąpić je konstrukcjami nowocześniejszymi w typie skorupowych.

Przy zastosowaniu poszerzaczy będzie można otrzymać dla całego skrzydła maksymalny współczynnik wyporu 2,2 — 2,4, co pozwoli konstruktorom pójść z obciążeniem jednostkowym skrzydła znacznie wyżej aniżeli dotychczas. Zakładając dla przyszłego szybowca te same szybkości krążenia co w dzisiejszym szybowcu klasycznym, oraz przyjmując dla dzisiejszego szybowca C_y max. = 1,2 i obciążenie jednostkowe około 16 kg/m², okazuje się, że zwiększając C_y max. prawie dwukrotnie, możemy też o ty-

le zwiększyć obciążenie jednostkowe skrzydła, co wynika z prostej interpretacji wzoru na szybkość lotu

$$\left(v = \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot \frac{1}{C_y} \cdot \frac{Q}{S}}\right)$$

Będzie więc można osiągnąć obciążenia ponad 30 kg/m² co bardzo znacznie poprawi wyczyny na dużych szybkościach. Dla przykładu przeliczono własności szybowca PWS. 102 na obciążenie 30 kg/m² i podano wyniki na rys 5, na biegunowej szybkości „A". Jak z biegunowej widać, zwiększyła się znacznie minimalna szybkość opadania do 0,85 m/sek. przy czym własności szybowca przy obu obciążeniach wyrównują się już przy szybkości 90 km/godz, zaś przy 120 km/godz. poprawiają się prawie o 33%. Stosując większe powierzchnie i wydłużenia skrzydła aniżeli dotychczas, można dalej jeszcze poprawić całą biegunową szybkości w kierunku zmniejszenia opadania i powiększenia rozpiętości szybkości.

Trudno przewidzieć wszystkie możliwości rozwoju. W ustępie powyższym starał się autor podać najlogiczniejsze wnioski wypływające na przyszłość z dzisiejszego stanu techniki szybownictwa i daleki jest od tego ażeby mieć pretensje do nieomylności. Dalszy postęp aerodynamiki może przynieść jeszcze wiele niespodzianek w postaci nowych urządzeń zwiększających wypór lub zmniejszających opór brył opływanych przez powietrze, opartych na zupełnie nowych zasadach wynikłych z głębszego poznania praw nauki o ruchu cieczy.

The Development in Sailplane Design — To-Day and To-Morrow

Summary

Gliding was firstly developed in Germany as a consequence of the restrictions brought by the Treaty of Versailles. The first trials in Poland can be traced back to 1923, but the first successful flights were made in 1928 on a glider named CW-1, designed by the author of the paper above. The further development has brought the modern type of the long-range sailplane. In Poland, this type is represented by the P.W.S.-101, which has established the Polish record in cross-country flight (about 360 miles). Its design is a compromise between the requirements of passive and active flight. The first needs a flat velocity polar, i. e. the least vertical velocity of descent at good horizontal speeds. For the active period, the sailplane gaining height by circulating in a narrow column of ascending air, it must have a good maniability at rather lower horizontal speeds. Further improvements may be arrived at by incorporating Fowler flaps in order to increase the velocity range, and by still lighter design, which will enable to give greater spans.

Pomiary temperatur silników lotniczych

Inż. Ziemowit Ratajski

Wstęp

Jedną z ważniejszych podstaw oceny konstrukcji silnika loniczego są temperatury jego części w typowych warunkach pracy, — jak głowic, tulei, karteru, — a także i temperatury oleju, paliwa, powietrza, cieczy chłodzącej, akcesoriów i t. p. Przeprowadzenie próby laboratoryjnej wytrzymałości silnika, zdatności oleju lub paliwa bez równoczesnych pomiarów temperatur jest utrudnione, a nawet w pewnych wypadkach niemożliwe. Nierealne byłoby również określanie dopuszczalnych temperatur poszczególnych części silnika w razie niedostatecznej dokładności pomiarów. Zła obsługa przyrządów — termometrów, a często nieznajomość ich błędów pomiarowych może dać impuls do wykonywania niepotrzebnych i kosztownych przeróbek konstrukcyjnych. Z przytoczonych uwag wynika, że wykonanie dokładnych pomiarów temperatur silnika lotniczego w pewnych warunkach jego pracy, traktować należy jako jedno z najważniejszych zagadnień technicznych. Dlatego też zadaniem niniejszego artykułu będzie zapoznanie czytelników z urządzeniami do pomiarów temperatur, które to urządzenia stosuje się do kontroli pracy silnika na hamowni i na płatowcu, oraz do specjalnych badań laboratoryjnych.

I. Urządzenia pomiarowe

Wymaga się na ogół pomiarów temperatury:
1. w przewodach oleju, w dopływie i wypływie,
2. w dopływie mieszanki paliwowej,
3. w przewodach paliwa przy gaźniku,
4. we wlocie powietrza przed gaźnikiem,
5. powietrza otaczającego silnik (powietrza atmosferycznego),
6. powietrza w przedziale za silnikiem (między silnikiem a ścianą ogniową),
7. powierzchni głowicy, tulei, karteru,
8. łożysk, zaworów, świec i t. p.,
9. akcesoriów silnika, jak pomp próżniowych, olejowych, iskrowników, prądnicy i t. p.

Następujące urządzenia pomiarowe będą omówione:
1) urządzenia oparte na zasadzie różnych wartości spółczynnika rozszerzalności cieplnej gazów, płynów i metali,
2) elektryczne termometry oporowe,
3) termopary,
4) urządzenia wykonane na zasadzie pomiaru promieniowania ciał rozżarzonych,
5) sposób określania temperatur zapomocą specjalnej farby ulegającej pod wpływem temperatury trwałym zmianom w zabarwieniu.

W zależności od rodzaju wykonania urzadzenia rozróżnia się:
a) termometry odległościowe — przyrządy pozwalające na odczytanie temperatury w pewnej odległości od miejsca jej pomiaru,
b) termometry pokładowe — przyrządy przystosowane do wbudowania na płatowcu, o konstrukcji lekkiej, lecz odpornej na zmiany położenia i sił pochodzących od przyspieszeń, — [1,17] *).

*) Cyfry w nawiasach kwadratowych nawiązują do spisu literatury podanego przy końcu artykułu.

c) termometry stoiskowe, o silnej budowie, przeważnie zabudowane w szczelnej skrzynce żeliwnej, odpornej na mechaniczne uszkodzenia,
d) termometry wskaźnikowe — przyrządy, które za pomocą poziomu płynu, położenia wskazówki, lub zmiany barwy pozwalają na odczytanie wartości chwilowych,
e) termometry rejestrujące — urządzenia zaopatrzone w przesuwającą się taśmę papierową i dźwignię wykreślająca na niej krzywą przebiegu temperatur w zależności od czasu,
f) termometry wielokrotne — urządzenia pozwalające na pomiar temperatur większej ilości miejsc pomiarowych jednym wskaźnikiem (lub jednym urządzeniem rejestrującym, wykreślającym w tym wypadku kilka krzywych równocześnie),
g) termometry laboratoryjne — przyrządy wyróżniające się przede wszystkim dużą dokładnością pomiarów, przy skomplikowanej obsłudze. Wymagają umiejętnego obchodzenia się z nimi.

Tabela 1 daje zestawienie wszystkich urządzeń stosowanych w lotnictwie.

Skale termometrów

Temperaturę mierzy się w stopniach. W technice używa się stopni Celsiusa (°C), w fizyce stopni Kelvina t. zw. absolutnych (°K). W Anglii oraz w Stanach Zjednoczonych Ameryki w użyciu są stopnie Fahrenheita (°F). Stopnie Celsiusa na Fahrenheita lub odwrotnie można przeliczyć za pomocą wzoru:
C — temperatura w stopniach Celsiusa,
F — temperatura w stopniach Fahrenheita.

$$C = \frac{5}{9} (F - 32); \quad F = \frac{9}{5} . C + 32$$

1. Termometry rtęciowe (szklane)

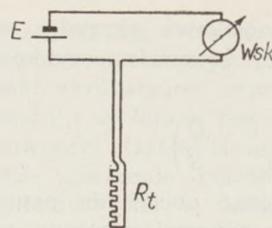
Zasada działania tego typu termometrów polega na pomiarze długości słupa rtęci, lub innego płynu rozszerzającego się pod wpływem temperatury w naczyniu przeźroczystym (w rurce szklanej) o możliwie małej rozszerzalności cieplnej.

Termometr rtęciowy lub alkoholowy należy do powszechnie znanych przyrządów, stosowanych w najszerszym zakresie do różnych celów. Normalny jego zakres pomiarów wynosi:
dla termometru alkoholowego od —40°C do +50°C.
dla termometru rtęciowego od —38C° do +350°C.

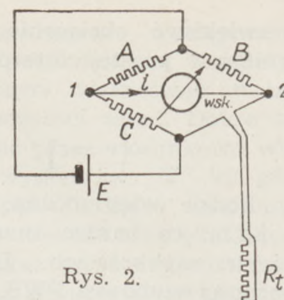
Powyższe zakresy można powiększyć w dół przy użyciu jako płynu toluolu (do —90°C), alkoholu (do —110°C) lub pentanu (do —200°C), w górę do +600°C (nawet do +800C°) przy użyciu rtęci pod ciśnieniem azotu w ognioodpornym szkle kwarcowym. W tym wypadku zwrócić należy uwagę na pewnego rodzaju niebezpieczeństwo eksplozji, gdyż ciśnienie panujące we wnętrzu termometru wynosić może do 100 atm.

2. Termometry ciśnieniowe (płynowe i gazowe).

Termometry ciśnieniowe są przyrządami stosowanymi w lotnictwie w najszerszym zakresie i z tego powodu nazywane są często „aerotermometrami". Służą one na samolocie do pomiarów temperatur oleju, cieczy chłodzącej, paliwa, powietrza i t. p. (przyrządy pokładowe). Działanie ich polega na zjawisku ciśnienia pod wpływem ciepła w szczelnej



Rys. 1.



Rys. 2.

zamkniętej przestrzeni, wypełnionej płynem lub gazem. Ciśnienie panujące w tej przestrzeni mierzy się manometrem (rurką Bourdona), który wycechowany w stopniach jest zarazem wskaźnikiem temperatury.

Urządzenie pomiarowe tego rodzaju, jest typowym przykładem termometru odległościowego składającego się z trzech zasadniczych części: z nadajnika, z przewodu łączącego, oraz z wskaźnika (manometru). Wnętrza wymienionych części tworzą jedną szczelną przestrzeń, wypełnioną, w zależności od zastosowanego zakresu pomiarów:
a) płynem, o temperaturze wrzenia wyższej od zakresu mierzonych temperatur, n. p. rtęcią,
b) płynem — wrzącym w zakresie mierzonych temperatur, n. p. chlorkiem metylu, etylu lub etyl-eterem oraz gliceryną, przekazującą ciśnienie do wskaźnika,
c) gazem pod dużym ciśnieniem n. p. tlenem.

Szczegóły dotyczące termometrów płynowych i gazowych, używanych w lotnictwie zostały podane w literaturze polskiej [1] i dlatego szerzej nie będą omawiane.

3. Termometry bimetaliczne (metalowe).

Termometry bimetaliczne działają na zasadzie różnych współczynników rozszerzalności cieplnej metali. Termometry tego typu są zbudowane z pręcików, lub ze sprężyn z dwóch różnych metali (n. p. ze stali i mosiądzu), rozszerzających się niejednakowo pod wpływem ciepła. Przyrządy tego typu są bardzo rozpowszechnione w przemyśle hutniczym i metalurgicznym ze względu na łatwość odczytu i niewrażliwość na wstrząsy.

W lotnictwie nie używa się termometrów bimetalicznych, jednak na tej zasadzie oparte są urządzenia dla kompensacji wahań temperatury otoczenia we wskaźnikach (galwanometrach) elektrycznych urządzeń pomiarowych.

4. Elektryczne termometry oporowe

Termometry oporowe zbudowane są na zasadzie zmienności oporu elektrycznego metali pod wpływem zmian temperatury. Wykorzystanie tego zjawiska dla celów termometrii znane jest od dawna*), lecz w technice zastosowano je dopiero w ostatnich czasach. W lotnictwie stosuje się termometry oporowe jako przyrządy pokładowe do pomiarów temperatur powietrza w zakresie od —50°C do +50C°, a jako przyrządy laboratoryjne w zakresie od —100°C do +1000°C.

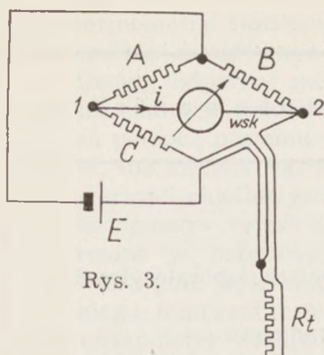
Termometry oporowe wyróżniają się prostotą obsługi, oraz możliwością zastosowania tych przy-

*) W r. 1871, Siemens.

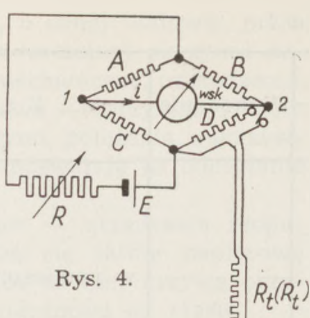
Tabela 1.

Urządzenie pomiarowe		Zakres temperatur od °C	Zakres temperatur do °C	Wykonanie	Zastosowanie
termometry alkoholowe		—40	+50	wsk. stoisk.	w pomieszczeniach laboratoryjnych, w kabinach samolotu
termometry rtęciowe normalne .		—38	+350		
termometry rtęciowe pod ciśnieniem azotu		—38	+600		
termometry rtęciowe pod ciśn. azotu w szkle kwarcowym . . .			+800		termometry wzorcowe dla cechowania innych urządzeń pomiarowych
termometry z toluolem lub pentanem		—200	+110		
termometry ciśnieniowe z płynem wrzącym: (z chlorkiem metylu, etylu, z etyleterem)		+25	+140	wsk. rej. odl. pokł. stoisk.	do paliwa, oleju, cieczy chłodzącej, powietrza na samolocie i na hamowniach
termometry gazowe (np. tlenowe)		—40	+50		
termometry ciśnieniowe rtęciowe w naczyniach ze stali			+350		
termometry z spiralą bimetaliczną (metalowe)		—50	+500	wsk. stoisk.	w pomieszczeniach, w kabinach, urządzenia kompens. do wskaźników
Farba specjalna (termotect) . .		+140	+420	wsk.	do określania maksymalnych temperatur głowic, tulei, kolektorów, świec itp.
elektryczne termometry oporowe	w osłonie miedzianej . . .	—100	+140	wsk. rej. odl. pokł. stoisk. wiel.	do powietrza, płynów do pomiarów wnętrz większych zbiorników
	w osłonie steatytowej . .	—100	+500		
	w specjalnej osłonie mikowej	—200	+1000		do pomiarów laboratoryjnych
termopary	miedź — konstantan . . .	—200	+600	wsk. rej. odl. pokr. stoisk. wiel.	do części pracujących silnika, jak: powierzchnie karteru, cylindrów, do zaworów, łożysk, akcesoriów silnikowych itp.
	srebro — konstantan . . .	—200	+650		
	żelazo — konstantan . . .	—200	+800		
	chromnikiel — konstantan	—200	+1000		
	chromnikiel — nikiel . . .	—200	+1100		do pomiarów gazów spalinowych, zaworów itp.
	chromel — alumel	—190	+1350		
	platyna — platynorod . .		+1600		termometry wzorcowe do cechowania do pomiarów laboratoryjnych
	irydorod — irydotor . . .		+2000	wsk. odl. stoisk.	do krótkotrwałych pomiarów laboratoryjnych
	węgiel — wolfram . . .		+4000		
pyrometry z włóknem żarowym		+600	+4000		
Bolometry, ardometry itp. . . .		+500	+2000	wsk. rej. odl. stoisk.	do pomiarów ruchomych części silnika, np. zaworów itp.

wsk. — wskaźnikowe
rej. — rejestrujące (samopiszące)
pokł. — pokładowe
odl. — odległościowe
stoisk. — stoiskowe
wiel. — wielokrotne



Rys. 3.



Rys. 4.

rządów jako odległościowych, wielokrotnych, wskaźnikowych lub rejestrujących. Wadą zasadniczą jest konieczność zasilania ich z obcego źródła prądu, oraz wysoka cena kupna.

Całkowite urządzenie pomiarowe składa się (jak wszystkie termometry odległościowe) z nadajnika, przewodów łączących i wskaźnika. Nadajnikiem jest drut oporowy R_t (rys. 1.). Wskaźnikiem jest galwanometr *wsk*. Przy ustalonym napięciu E natężenie prądu w obwodzie, a więc i wychylenie galwanometru jest proporcjonalne do wielkości sumy oporów elektrycznych w całym obwodzie (prawo Ohm'a). W razie zmian oporu R_t pod wpływem zmian temperatury natężenie prądu, a także i wychylenie galwanometru, ulegnie zmianom. Współczynniki cieplne zmiany oporu elektrycznego α są stosunkowo małe i wynoszą przy temperaturze $+20^0$ C:

dla platyny (w zależności od stopnia czystości) $\alpha \cong 0{,}0024 - 0{,}006$
dla niklu $\alpha \cong 0{,}0042$
dla miedzi $\alpha \cong 0{,}0040$

Dla tego też powyższe urządzenie pomiarowe nie nadaje się do mierzenia temperatur, gdyż zmiany oporu R_t w stosunku do całkowitego oporu obwodu praktycznie są bardzo małe. Poza tym tego rodzaju metoda pomiarowa t. zw. różnicowa wykazuje bardzo duże błędy, przekreślające zupełnie wartość wykonywanych pomiarów.

Celem powiększenia czułości urządzenia pomiarowego na omawiane zmiany oporu R_t zastosowano mostek Wheatstone'a (rys. 2). Znane jest prawo, że przy zachowaniu równowagi oporności wg. wzoru:

$$\frac{A}{B} = \frac{C}{R_t}$$

różnica potencjałów między punktami 1 — 2 wyniesie zero, zaś galwanometr *(wsk)* nie wykaże wówczas żadnego wychylenia. Z chwilą zmiany oporu elementu pomiarowego R_t, n. p. pod wpływem zmian temperatury, równowaga mostka zostanie zachwiana, powstaje różnica potencjałów elektrycznych e między punktami 1 — 2, i wskazówka galwanometru wychyla się pod wpływem przepływającego prądu i. Oznaczając oporność galwanometru przez g wartość natężenia prądu wynosi wg. wzoru [8]:

$$i = \frac{E}{g} \cdot \left(\frac{A \cdot R_t - B \cdot C}{K}\right)$$

wartość napięcia (między punktami 1 — 2) wynosi:

$$e = E \cdot \left(\frac{A \cdot R_t - B \cdot C}{K}\right)$$

przy czym

$$K = (A + C) \cdot (B + R_t) + \frac{A \cdot C}{g} \cdot (B + R_t) + \frac{B \cdot R_t}{g} \cdot (A + C)$$

Zmiany temperatury (zmiany oporu R_t) wpływają na wychylenia galwanometru (na natężenie i) według wzoru bardzo skomplikowanego. Warunkiem dokładnego pomiaru jest zasada, by jedynie element oporowy R_t zmieniał swą wartość pod wpływem temperatury. Opory A, B i C muszą posiadać stałe wartości oporów, t. zn. powinny być umieszczone w stałej temperaturze otoczenia (w termostacie), lub wykonane z materiału oporowego o współczynniku cieplnym $\alpha = 0$.

Czułość galwanometru (miliamperomierza lub miliwoltomierza) jest największa, gdy wszystkie cztery opory mostka są sobie równe (prawo symetrii). Dla galwanometru o oporności $g = R_t$, przy założeniu, że wszystkie oporności mostka są sobie równe $(A = B = C = R_t)$ wynosi maksymalna teoretyczna czułość:

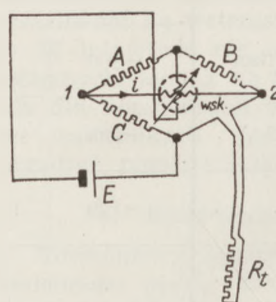
$$\frac{de}{dt} = \frac{E}{8\,R_t} \cdot \frac{dx}{dt}$$

t — temperatura,
x — przyrost oporu R_t pod wpływem temperatury t.

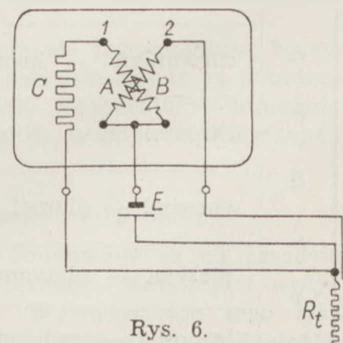
Wynika zatem ze wzoru, że dla powiększenia czułości należy stosować możliwie duże napięcie źródła prądu E oraz małe opory mostka. Granice elektrycznych wartości urządzenia określone są przez dopuszczalne obciążenie cieplne oporności mostka i elementu pomiarowego.

Oporności mostka, galwanometr oraz element pomiarowy połączone są przewodami miedzianymi, zmieniającymi także swój opór pod wpływem zmian temperatury.

Element pomiarowy R_t zostaje zwykle umieszczony zdala od wskaźnika (od galwanometru z mostkiem), przy czym zmiany oporów przewodów łą-



Rys. 5.

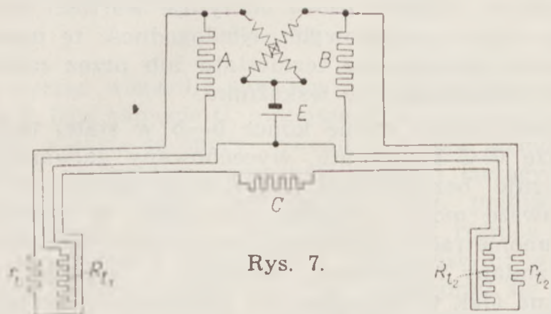


Rys. 6.

czących nadajnik z wskaźnikiem wpływają na wychylenie galwanometru tym więcej, im dłuższe są te przewody. Zjawisko powyższe jest przyczyną znacznych błędów pomiarowych. W przyrządach z nadajnikiem umieszczonym w dużym oddaleniu od wskaźnika zastosowano więc trójżyłowe przewody łączące (rys. 3). Jeden punkt węzłowy mostka zostaje przesunięty do nadajnika i w ten sposób skompensowa-

ne zostają w gałęzi mostka C i R_t zmiany oporu przewodów łączących.

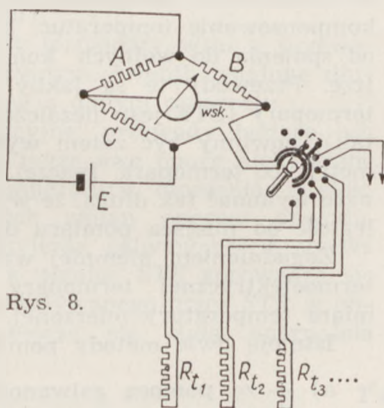
Powodem dalszych błędów pomiarowych może być źródło prądu E. Każda, nawet drobna zmiana napięcia E wpływa na wielkość natężenia prądów w mostku, a zatem i na wychylenia galwanometru. Zaleca się więc używać możliwie stałych źródeł prądu E.



Rys. 7.

W celu wyeliminowania wahań napięcia E można sprawdzać urządzenie przed każdym pomiarem stosując opornik zmienny R w obwodzie zasilającym oraz umieszczając w mostku oporność porównawczą D z przełącznikiem (rys. 4). Oporność D posiada opór równy oporowi elementu $R_{t'}$ w temperaturze t'. Załączając do mostka oporność D zamiast $R_{t'}$ manipulujemy opornikiem R tak długo, aż wskazówka galwanometru ustali się na podziałce, odpowiadającej temperaturze t'. Po przełączeniu znów na R_t urządzenie jest gotowe do wykonywania pomiarów.

Istnieje układ elektryczny galwanometru, który nie jest wrażliwy na zmiany napięcia E, a mianowicie t. zw. układ cewek krzyżowych. (rys. 5). Jedna z cewek galwanometru, zwana cewką kierującą, połączona jest szeregowo z źródłem prądu E w obwodzie zasilania, która kompensuje wahania napięcia E.

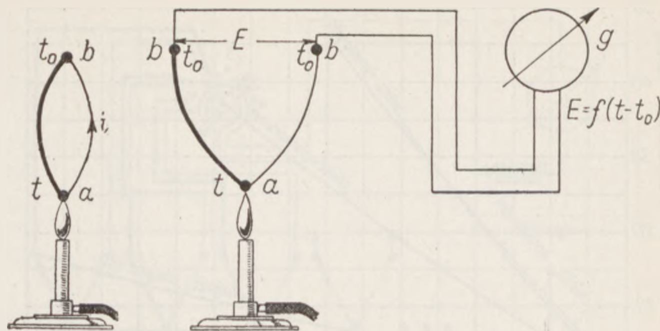


Rys. 8.

Druga cewka jest załączona normalnie w mostku. Rys. 6 podaje schemat uproszczonego układu o cewkach krzyżowych [24]. Zmiany napięcia do 20% nie wpływają na dokładność pomiarów, gdyż zmiany napięcia w równym stopniu działają na obie cewki A i B.

Dla dokładnych pomiarów zwłaszcza małych różnic temperatury wymaga się niezależności wskazań przyrządu od zmian temperatury otoczenia. W tym wypadku umieszcza się przy normalnych elementach oporowych R_t i R_t (rys. 7) dodatkowe oporności r_{t_1} i r_{t_2} jako termometry poprawkowe [3].

Schemat elektrycznego termometru oporowego wielokrotnego z dwubiegunowym przełącznikiem podaje rys. 8. Istnieją termometry oporowe zasilane prądem zmiennym, które w lotnictwie zastosowania jednak nie znajdują.



Rys. 9 a. Rys. 9 b.

Wielkości elektryczne mostkowych termometrów oporowych są następujące:

Oporności mostka A, B i C wykazują opór około 50 Ω do 100 Ω, opór nadajnika (R_t) również około 50 Ω do 100 Ω. Napięcie źródła prądu stałego E wynosi kilka woltów. Opory mostka umieszcza się w puszce lub skrzynce galwanometru. Drut oporowy nadajnika, izolowany steatytem lub miką, osłania się rurką miedzianą lub stalową. Dla najwyższych temperatur (do +1000°C) używa się drutu platynowego wtopionego do rurki kwarcowej w osłonie ze stali trudnotopliwej.

5. *Termopary.*

Przy podgrzewaniu jednego ze spojeń dwóch różnych metali połączonych jak na rys. 9-a zaobserwowano w obwodzie utworzonym przez obydwa metale przepływ prądu elektrycznego i *). Po rozwarciu styku w b (rys. 9-b) i załączeniu do wolnych końców b—b galwanometru g zmierzyć można napięcie E, które jest w pewnych granicach prawie proporcjonalne do różnicy temperatur (t—t_0). Dwa metale, posiające powyższe własności i połączone jednym ze swych końców ze sobą określa się mianem ogniwa termoelektrycznego lub popularnie termopary, a miejsce złączenia ich — spojeniem termoelektrycznym. Napięcie, występujące pod wpływem podwyższenia temperatury spojenia, nazywane bywa siłą termoelektryczną termopary, w skrócie oznaczoną *STE*.

Wielkość siły termoelektrycznej *STE* zależy:

1 — od różnicy temperatur spojenia t i wolnych końców t_0 według równania: [20];

$$\log E = A . \log (t - t_0) + B$$

E — w mikrowoltach (t—t_0) w °C

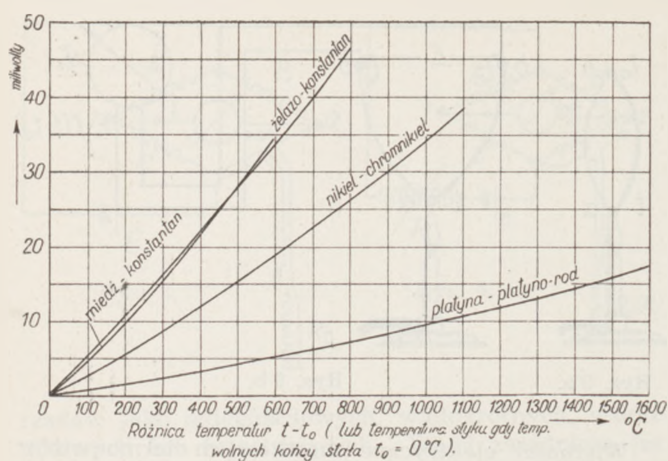
2 — od rodzaju użytej pary metali, (patrz tabelę 2. i charakterystyki ważniejszych termopar, rys. 10).

3 — od struktury metalograficznej metali i ilości zawartych zanieczyszczeń.

Siła termoelektryczna jest natomiast niezależna od długości lub przekroju użytych metali. Na ogół metale nieszlachetne wykazują większą, a metale szlachetne mniejszą *STE*. N. p. wartości dla stałych A i B w wyżej podanym wzorze wynoszą

dla termopary Cu — Ko : A = 1,14; B = 1,36.
dla termopary Pt — PtRo: A = 1,22; B = 0,36.

*) Seebeck w r. 1823.



Rys. 10.

Wzrost *STE* z temperaturą nie jest zatem proporcjonalny. Niektóre metale wykazują w wyższych temperaturach nieprawidłowości w przebiegu $\frac{dE}{d(t-t_0)}$; poza tym nieczystości i domieszki w metalach wpływają znacznie na wielkość *STE*. Wartości podane w tabeli 2-giej są tylko orientacyjne, odchylenia wynosić mogą do $\pm$ 20%.

Po wycechowaniu galwanometru w °C (lub w °F) przedstawiają termopary najprostsze urządzenia do pomiarów temperatur. Posiadają wszystkie zalety omówionych dotychczas urządzeń, nie wymagają źródła prądu, są w obsłudze nadzwyczaj proste. Mają jednak tę wadę, że skłonne są do wykazywania bardzo dużych trudno uchwytnych błędów, które powstają przy nieodpowiednim umocowaniu termopar w miejscach pomiarowych. Dokładność urządzenia zależy tylko od jakości wskaźnika, dokładności cechowania i od stopnia starzenia się obu metali termopary.

Całkowite urządzenie pomiarowe składa się:

a — z termopary (nadajnika),
b — z galwanometru lub potencjometru (wskaźnika),
c — z przewodów kompensacyjnych, łączących nadajnik z wskaźnikiem.

Jak wyżej wspomniano, napięcie *E* (*STE*), a więc i wychylenia galwanometru *g* są zależne od różnicy temperatur $(t-t_0)$. Ażeby otrzymać wartości temperatury spojenia *t*, należy przy każdym pomiarze znać temperaturę wolnych końców t_0 i dodać ją do wykazywanej przez galwanometr różnicy $(t-t_0)$:

$$t = (t - t_0) + t_0.$$

Sprawa pomiaru temperatury spojenia *t* komplikuje się:

1 — gdy temperatura t_0 podlega wahaniom.

2 — gdy wolnych końców *b—b* nie można umieścić w danej niskiej temperaturze t_0, (n.p. w temperaturze pokojowej).

W praktyce mierzy się temperaturę wolnych końców t_0 termometrem rtęciowym i przy odczycie wychylenia wskazówki dodaje się ją każdorazowo do wskazań galwanometru. Jest to połączone z dużym utrudnieniem a nawet uniemożliwia szybkie pomiary, gdy n. p. jedna osoba odczytuje wartości kilkunastu miejsc pomiarowych. Niedogodność tę usunięto przez zastosowanie termostatu lub przez zastosowanie kompensacji w wskaźniku.

Umieszczając wolne końce *b—b* w stałej temperaturze 0° C termostatu, wycechowany galwanometr wykazuje bezpośrednio temperatury spojenia w °C. Niezawsze można stosować termostat. W nowszych galwanometrach zastosowano urządzenie kompensujące zmiany temperatury otoczenia t_0. Spirala bimetaliczna (jak w termometrach metalowych) przesuwa wskazówkę galwanometru w położeniu zerowym odpowiednio do zmian temperatury otoczenia (t_0). Od tego położenia wychyla się wskazówka pod wpływem przepływu prądu wywołanego siłą termoelektryczną. Następuje więc samoczynne dodawanie różnicy $(t-t_0)$ do temperatury otoczenia. Tego rodzaju galwanometr wykazuje bezpośrednio temperatury spojenia. Należyte ustawienie urządzenia kompensującego można łatwo sprawdzić — należy rozłączyć galwanometr z termoparą, a wskazówka powinna wykazywać daną temperature otoczenia.

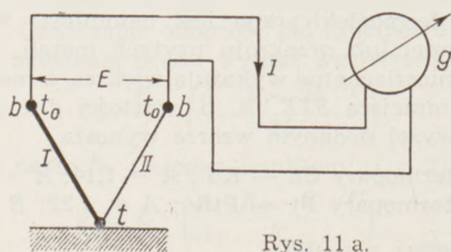
Dla umieszczenia spojenia termopary (miejsca pomiarowego nadajnika) zdala od wskaźnika używa się przewodów kompensacyjnych. Ich zadaniem jest kompensowanie temperatur, które istnieją w drodze od spojenia do wolnych końców przy galwanometrze. Przewody te są jakby przedłużeniem ramion termopary (STE jest niezależna od długości obu metali), powinny być zatem wykonane z tych samych metali, co termopara. Inaczej mówiąc, można termopare wykonać tak długą, że wystarczy jej na całą odległość od miejsca pomiaru do wskaźnika.

Zagadnieniem niemniej ważnym jest pomiar siły termoelektrycznej termopary, która jest przecież miara temperatury mierzonej.

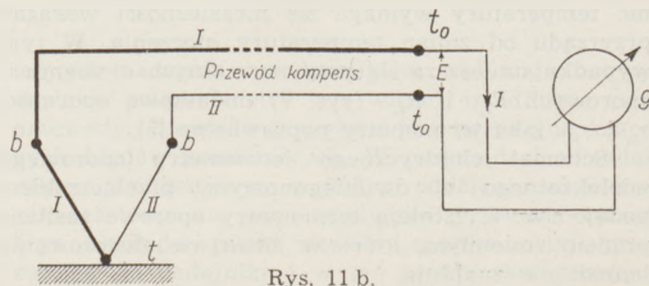
Istnieją dwie metody pomiarów napięcia *E*:

a) — za pomocą galwanometru (miliwoltomierza lub miliamperomierza).
b) — zapomocą potencjometru-kompensatora.

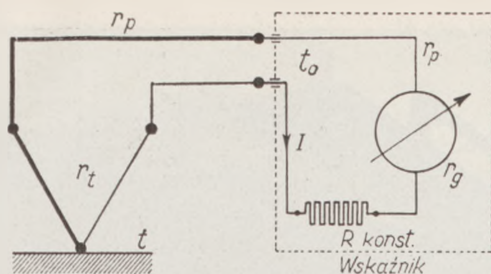
Najprostszym sposobem jest pomiar przy pomocy miliwoltomierza (rys. 11a i 11b). Dla wychylenia wskazówki przyrządu konieczny jest przepływ prądu o pewnym natężeniu *I*. Prąd ten wywołuje w obwodzie spadki napięć według prawa Ohm'a (*I.r*), tak,



Rys. 11 a.



Rys. 11 b.



Rys. 12.

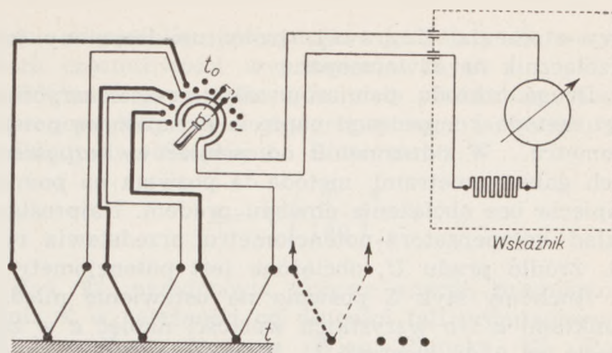
iż przyrząd wskazuje wówczas nie siłę termoelektryczną E, lecz napięcie U, mniejsze od E: $U = E - (\Sigma I \cdot r)$

Im większe są opory obwodu, jak opór termopary r_t, opor przewodow kompensacyjnych i łączących r_p oraz ewentl. opory dodatkowe t. zw. przejściowe w miejscach styków, tym większa jest różnica między wskazaniami przyrządu a rzeczywistymi wartościami. Różnice między E a U uwzględnia się przy cechowaniu urządzenia, wykreślając krzywą cechowania lub wykonując odpowiednią skalę miliwoltomierza wycechowaną w stopniach. Jasne jest, że jakakolwiek zmiana oporów elektrycznych po wycechowaniu urządzenia np. przez zmianę długości przewodów kompensacyjnych, daje błędy pomiarowe i należy tego rodzaju zmiany bezwzględnie unikać.

Galwanometr przeznaczony dla celów termometrii i wycechowany w stopniach musi mieć następujące dane ściśle określone:

1. — materiał termopary (dane co do obu metali);
2. — charakterystykę termopary (w zakresie niższych temperatur wystarczy podanie tylko materiału);
3. — opór elektryczny termopary wraz z przewodem kompensacyjnym, ewentl. ustaloną długość przewodów o danym przekroju.

Przewody kompensacyjne, przewody łączące lub galwanometr zmieniają także swe opory elektryczne w wypadku zmian temperatury otoczenia. Celem zmniejszenia powyższych zmian oporów obwodu, a zatem i zmian wychylenia galwanometru, używa się miliamperomierza, a pomiar *STE* sprowadza się do pomiaru prądu I wywoływanego przez *STE* w obwodzie. Termoparę obciąża się stałą opornością



Rys. 13.

R_{konst}, o spółczynniku cieplnym $\alpha = 0$, nie ulegającą zmianom oporu pod wpływem zmian temperatury, rys. 12. Jeżeli oporność R_{konst} jest dostatecznie duża w stosunku do oporności miliamperomierza r_g oraz termopary r_t i przewodów r_p, to zmiany oporu tych ostatnich $(r_t + r_g + r_p)$ w stosunku do całkowitego oporu

$$R = R_{konst} + (r_t + r_g + r_p)$$

tylko w małej mierze wpływają na zmiany oporu R, a więc i na wychylenia wskazówki galwanometru. Im większa jest oporność R_{konst} tym różnice oporu obwodu R są proporcjonalnie mniejsze, zatem przyrząd jest mniej wrażliwy na zmiany temperatury otoczenia. Jednak zwiększając opór R_{konst} zmniejsza się natężenie prądu w obwodzie, co znów wymaga zastosowania czulszego przyrządu. Wielkość oporności R_{konst} musi być kompromisem obu tych wymagań. Oporność R_{konst} wbudowana jest w miliamperomierz, który to przyrząd zewnętrznie nie wiele się różni od omówionego miliwoltomierza.

Jeden galwanometr (wskaźnik) obsłużyć może większą ilość miejsc pomiarowych przez zastosowanie dwubiegunowego przełącznika, rys. 13.

Rys. rys. 14, 15, 16, 17 i 18 przedstawiają różnego rodzaju galwanometry używane w termometrii. Galwanometry na rys. 14 i 15 są typu laboratoryjnego, na rys. 16. 17 i 18 typu pokładowego. Galwanometr na rys. 18 wyraźnie wskazuje temperaturę otoczenia (około 40°C, w porze letniej, w słońcu), posiada urządzenie kompensujące zmiany tempera-

Tabela 2.

Termopara:	Znak chemiczny lub skład stopu:	Zakres pomiarów do	Siła termoelektryczna przy wyzyskaniu całego zakresu	Siła termoelektryczna średnia:
		°C	m V	mV/°C
miedź — konstantan	Cu — (55% Cu + 45% Ni)	+600	~ 30	0,04 do 0,058
srebro — konstantan	Ag — (55% Cu + 45% Ni)	+650	~ 30	0 039 do 0 055
żelazo — konstantan	Fe — (55% Cu + 45% Ni)	+800	~ 45	0,05 do 0,06
chromnikiel — konstantan	(10% Cr + 90% Ni) — — (55% Cu + 45% Ni)	+1000	~ 55	0,05 do 0,065
chromnikiel — nikiel	(10% Cr + 90% Ni) — Ni	+1100	~ 37	0,028 do 0,037
chromel — alumel	(89% Ni + 10% Cr + 1% Fe) — (94% Ni + 2% Al + 4% Si, Mn, Fe)	+1350	~ 55	0,041
platyna — platynorod	Pt — (87% Pt + 13% Rh)	+1600	~ 16	0,008 do 0,010
irydorod — irydotor	(Ir + Rh) — (Ir + Th)	+2000	-	—
wolfram — węgiel	W — C	+ ~4000	20	~0,005

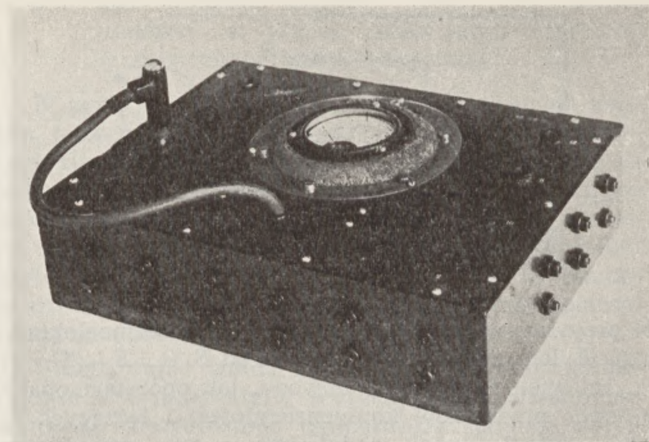
tury otoczenia. Z prawej strony uwidoczniony jest przełącznik na 12 termopar.

Drugą metodą pomiarów siły termoelektrycznej jest metoda kompensacji napięcia E zapomocą potencjometru. W odróżnieniu od pomiarów bezpośrednich galwanometrami, metoda ta pozwala na pomiar napięcia bez obciążenia obwodu prądem. Najprostszy układ kompensatora-potencjometru przedstawia rys. 19. Źródło prądu U, obciążone jest potencjometrem R. Ruchomy styk S pozwala na ustawienie między punktami a i b wszystkich wartości napięć e w zakresie od 0 do wartości U. Wartość napięcia e wykazuje miliwoltomierz załączony do punktów a i b. Zważając na biegunowość punktów a i b, załączyć do nich można termoparę, której spojenie znajduje się w wyższej temperaturze (t) niż otoczenie (t_0). Termopara wykazuje na wolnych końcach siłę termoelektryczną E. W razie nierówności napięć e z E, uzyskamy przy włączeniu termopary wychylenie wskaźnika w. Przesuwając ruchomym stykiem S możemy ustawić potencjometr w ten sposób, że otrzymamy równość napięć e z E. Prąd w obwodzie termopary maleje do zera a wskaźnik ustawia się również na zero. Miliwoltomierz wskazuje bezpośrednio siłę termoelektryczną termopary E, równą napięciu na potencjometrze e. Pomiar odbywa się przy zupełnym zaniku prądu I. Usunięte zostają w ten sposób wszystkie błędy pomiarowe, spowodowane spadkami napięć oraz zmiennością oporów elektrycznych w obwodzie termopary. Opisany przyrząd z wycechowanym w stopniach miliwoltomierzem jest jednym z najlepszych i najdoskonalszych urządzeń do pomiarów temperatur. Niestety obsługa jego nie jest prosta. Jako przyrząd laboratoryjny nadaje się doskonale ze względu na swą bardzo dużą dokładność. Rys. 20. przedstawia przyrząd skrzynkowy pirometr-potencjometr zbudowany na omawianej zasadzie.



Rys. 14.

Kühn i Radcke [5] podają przyrząd uproszczony przez usunięcie wskaźnika w i zastąpienie go przełącznikiem p (rys. 21).Przepływ prądu przez wskaźnik w obciąża dodatkowo potencjometr i zmienia w nim rozkład napięć, a więc i wychylenie miliwoltomierza. Załączając i wyłączając obwód termopary zaobserwować można w wypadku różnicy napięć wychylenia miliwoltomierza. Z chwilą wyrównania napięć potencjometru e z siłą termoelektryczną termopary E, wychylenia miliwoltomierza znikają. Zaleta tego rodzaju przyrządu jest jego prostota oraz możliwość zastosowania normalnych seryjnych miliwoltomierzy, przy użyciu których nie można w warunkach normalnego użytkowania uzyskać tak dużej dokładności pomiarów.



Rys. 15.

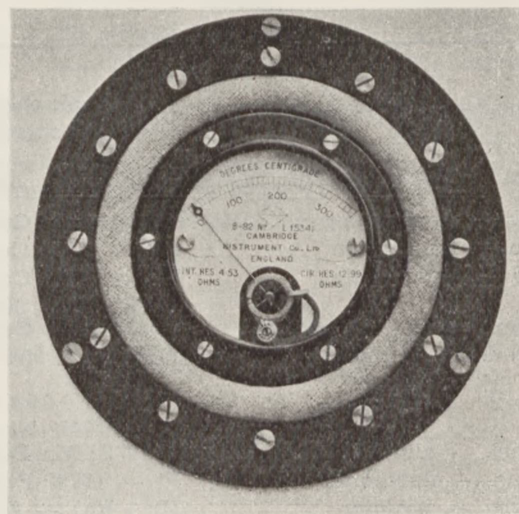
Wielkości elektryczne termoparowego urządzenia pomiarowego są następujące:

Opór termopary wraz z przewodem kompensacyjnym wynosi od 1,5 Ω do 5 Ω. Termopary używane w Polsce, z miedzi i konstantanu, o długości 6 metrów posiadają opór około 2,4 Ω czyli 0,4 Ω/metr bieżący.

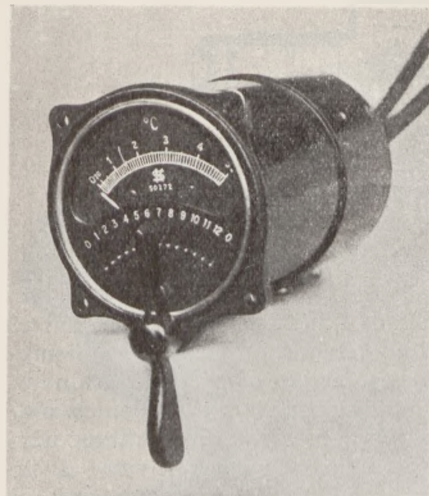
Galwanometry posiadają opór elektr. od kilku omów do kilkuset, zależnie od ich czułości oraz zakresy od kilku mV do 50 mV.

6. *Bolometry, ardometry i pirometry.*

Najstarszym sposobem określania temperatur jest wzrokowa ocena jej na podstawie barwy rozżarzonego przedmiotu. Nowoczesna technika nie zadowa-



Rys. 16.



Rys. 17.

la się tego rodzaju określeniem temperatur. Skonstruowano więc przyrządy pozwalające na pomiary temperatur przy absorbcji energii wypromieniowanej, lub przez porównywanie barw rozżarzonych ciał. W zakresie niższych temperatur ciała podgrzane wysyłają w przestrzeń energię niewidocznego promieniowania cieplnego. Z chwilą przekroczenia pewnej temperatury promieniowanie cieplne zamienia się stopniowo w promieniowanie fal świetlnych, których częstotliwość zwiększa się z wzrostem temperatury. Przy temperaturze około 500°C promieniują długie fale czerwone, przy około 900°C krótkie fale czerwone, przy 1200°C żółte, przy 2000°C zielone, przy 3000°C niebieskie i aż do temperatury 6000°C, przy której promieniują przeważnie niewidoczne fale ultrafioletowe. Całkowita energia wypromieniowana składa się więc z fal różnej długości i o różnym nasileniu.

Jeżeli promieniowania padają na ciało — część energii wypromieniowanej ulegnie wchłonięciu, a część odbiciu. Ilość energii wchłoniętej przez ciało określa współczynnik absorbcji ε, ilość odbitej—współczynnik odbicia $\rho = (1 - \varepsilon)$. Ciała absolutnie czarne promieniują najsilniej lub absorbują energię wypromieniowaną z innego ciała całkowicie. Ich spółczynnik absorbcji jest $\varepsilon = 1$. Wszystkie inne ciała posiadają spółczynnik ε mniejszy od jedności. Ciałem absolutnie czarnym jest zamknięta szczelnie przestrzeń, np. wnętrze pieca, lub wnętrze komory dawkowej (kompresyjnej) silników spalinowych. Praktycznie ciałem prawie absolutnie czarnym jest grafit o matowej powierzchni.

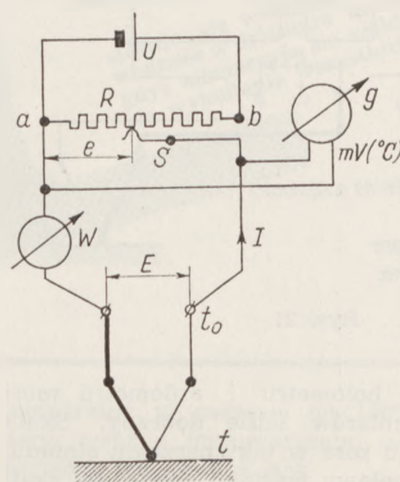
Wartość spółczynnika ε jest różna dla różnych częstotliwości tego samego promieniowania. Dla ciał szarych, które w praktyce najczęściej się spotyka, można przyjąć, że spółczynnik ε jest stały dla wszystkich częstotliwości wypromieniowanych.

Zdolność promieniowania ciała absolutnie czarnego powiększa się z czwartą potęgą temperatury, według prawa Stephana i Boltzmann'a:

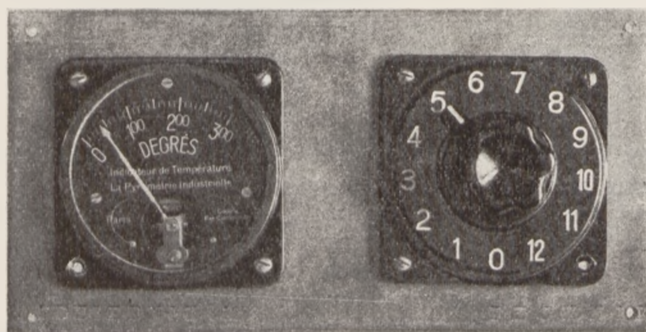
$$E = C\left(\frac{T}{100}\right)^4$$

Rys. 22. przedstawia krzywe energii promieniowania E w zależności od długości fali promieniowania λ według równania Wien-Plancka [2]. Powierzchnia zakreskowana daje zakres częstotliwości widzialnych.

Na zasadzie pomiaru całkowitej energii wypromieniowanej przez ciało rozżarzone zbudowany jest przyrząd zwany bolometrem lub ardometrem. Bolometr posługuje się mostkiem Wheatstone'a z galwanometrem w układzie podobnym do opisanych termometrów oporowych. Energia wypromieniowana z ciała rozżarzonego zostaje skierowana na dwie odpowiednio uczernione oporności mostka, które energię tę absorbują. Powoduje to wzrost temperatury i zmianę ich oporów, przy czym równowaga mostka zostaje z a c h w i a n a i wskazówka galwanometru ulega wychyleniu. Odpowiednio wycechowany przyrząd może bezpośrednio wykazywać w s t o p n i a c h tempe-



Rys. 19.

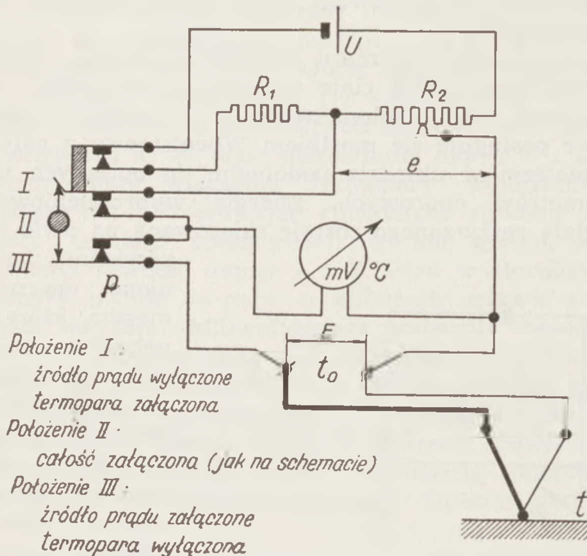


Rys. 18.



Rys. 20.

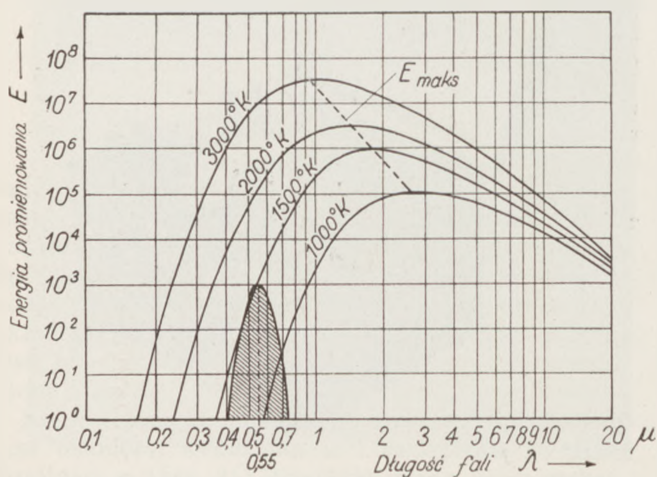
raturę ciała badanego. Na podobnej zasadzie zbudowany jest ardometr. Różni się on od bolometru tym, że zamiast mostka zastosowano w nim termoparę z galwanometrem. Przekrój ardometru widoczny jest na rys. 23. Promienie cieplne ześrodkowane przez soczewkę *S* padają na uczernioną płytkę platynową *p*, rozgrzewając ją. Temperaturę płytki mierzy termopara z wskaźnikiem *g*. Wskaźnik wycechowany jest w °C i podaje bezpośrednio temperaturę ciała promieniującego, na które skierowany został przyrząd.



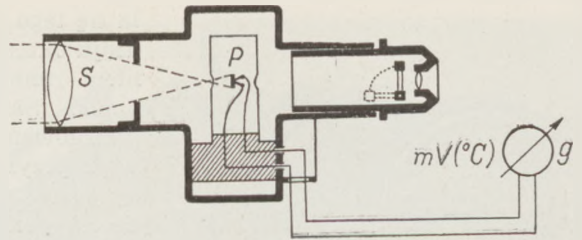
Rys. 21.

Zakres pomiarów bolometru i ardometru musi być dla danych pomiarów ściśle dobrany. Skala skraca się w kierunku zera w tak znacznym stopniu, że pomiary poniżej połowy wartości całkowitej skali mogą być tylko przybliżone. Zaletą przyrządów tego typu jest brak bezpośredniej styczności jakiejkolwiek ich części z wyższymi temperaturami.

Przekrój pirometru z włóknem żarowym przedstawia rys. 24. Działanie jego polega na porównaniu światłości ciała promieniującego z światłością wzorcowej nitki pirometru *N*, rozżarzonej przez źródło prądu elektrycznego *U*. Załączony w obwód żarzenia



Rys. 22.



Rys. 23.

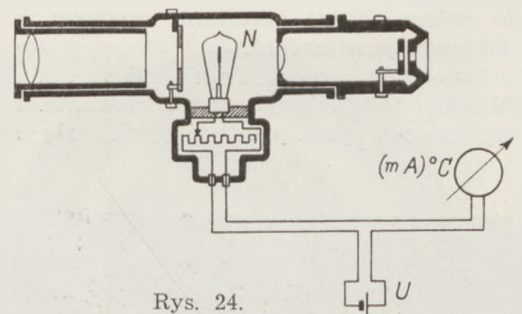
amperomierz (wskaźnik) wycechowany w stopniach wskazuje bezpośrednio temperaturę ciała promieniującego. Tylko zakres częstotliwości widzialnych, a więc część całkowitej energii wypromieniowanej, zostaje do pomiarów wykorzystany. W praktyce używa się filtrów optycznych, aby porównywać światłości ściśle jednej częstotliwości, odpowiadającej np. barwie żółto-zielonej ($\lambda = 55\mu$), przy której oko ludzkie wykazuje największą czułość (rys. 22).

Zaletą pirometru z włóknem żarowym w porównaniu z bolometrem lub ardometrem jest jego niezależność wskazań od odległości obserwacji. Odległość ta jest ograniczona wielkością powierzchni ciała obserwowanego. Dla dużych odległości lub małych przedmiotów badanych stosuje się teleobiektywy lub mikroskopy dające około 8 do 20-krotne powiększenia.

Wszystkie opisane przyrządy posiadają jedną wspólną wadę. Mianowicie wskazania ich odnoszą się do promieniowań rozżarzonych ciał absolutnie czarnych. Badane przedmioty najczęściej są szare, o różnych właściwościach powierzchni, absorbujące lub odbijające promieniowania w mniejszej lub większej mierze. Istnieją specjalne tabele poprawek dla różnych metali i dla różnych właściwości ich powierzchni, podające spółczynniki absobcji i poprawki w stopniach.

7. *Określanie temperatur przy pomocy specjalnej farby.*

Pod wpływem temperatury zmienia się kolor farby nałożonej na powierzchnię badaną. Kolor ten ustala się w sposób trwały — po ochłodzeniu się far-

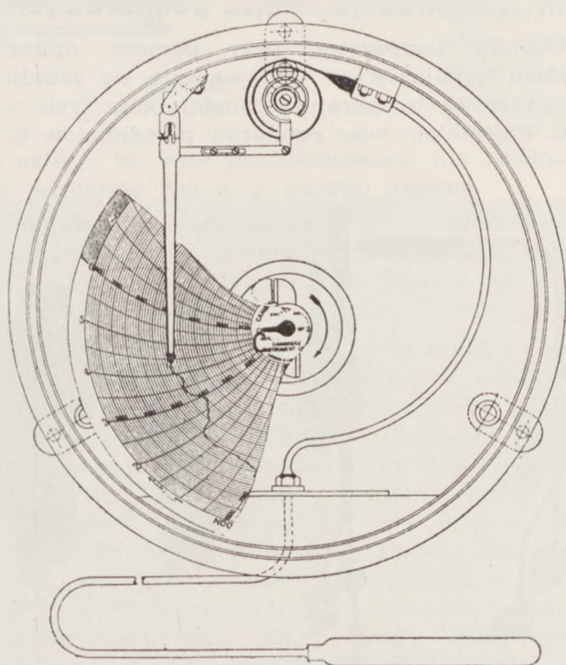


Rys. 24.

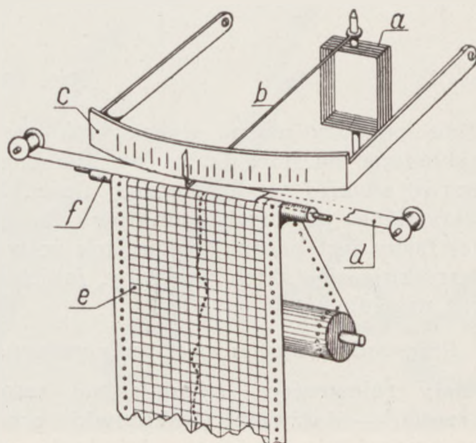
by do temperatury początkowej.. Mając podane kolory porównawcze z temperaturami odpowiadającymi tym kolorom, można z dużym przybliżeniem określać najwyższe temperatury, jakie zaistniały podczas przeprowadzanych badań. Sposób ten pozwala na badanie rozkładu pola cieplnego powierzchni chłodzonych silnika, na usuwanie miejscowych przegrzań spowodowanych niedostatecznym chłodzeniem itp.

W handlu znajduje się farba o kolorze kremowo-białym opracowana przy współudziale jednej z zagranicznych wytwórni silników lotniczych*) pod nazwą „Thermotect". Farba ta pozwala na określanie temperatur w zakresie od 140°C do 420°C. Skala barw wraz z temperaturami odpowiadającymi tym barwom jest następująca:

barwa kremowo-biała: od temperatury początkowej do około 100°C
żółto-biała przechodząca stopniowo w ciemno-kawową od 140°C do 240°C
sepia . . . . 260°C
stalowo-niebieska . . . . 290°C
zielonkawo-brązowa . . . . . . 325°C
brązowa . . . . 365°C
rdzawo-brązowa . . . . 450°C

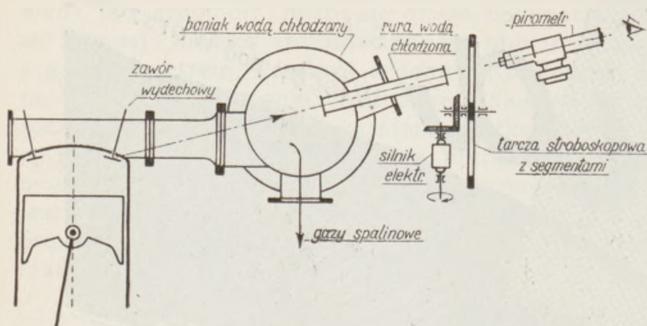


Rys. 25.



Rys. 26.

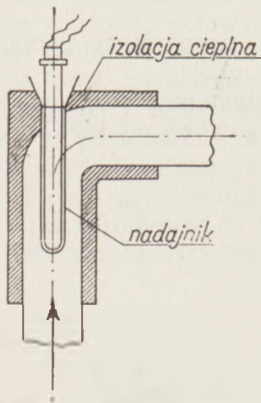
*) Argus-Motorenwerke A.G., Berlin-Reinickendorf-Ost.



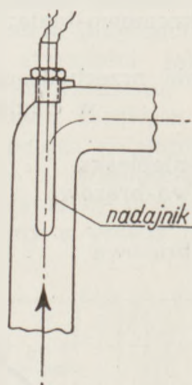
Rys. 27.

Dokładność określania temperatur przy pomocy farby jest zależna od oceny tonacji barw przez odczytującego. Np. daltoniści w tym wypadku pomiarów podobnych wykonać nie mogą. Również ton ustalającej się barwy, który jest podstawą do określania temperatury, jest zależny od wielu czynników. Celem otrzymania wyników jednoznacznych i powtarzalnych, należy przy używaniu omawianej farby stosować się do następujących zaleceń [19]:

1. — farbę należy nałożyć równomiernie, najlepiej zapomocą rozpryskiwacza w dostatecznej warstwie. Zabarwienie podkładu powinno być niewidoczne,
2. — przed wystawieniem na działanie temperatur, farba powinna dobrze wyschnąć,
3. — podczas pomiarów farba powinna się znajdować w stałym przepływie świeżego powietrza, by reakcje pod wpływem ciepła mogły zachodzić swobodnie;
4. — ustalone po pomiarach barwy należy porównywać z wzorcową skalą barw dopiero po zupełnym ostygnięciu badanych przedmiotów.



Rys. 28.



Rys. 29.

Powtórne pomiary można wykonywać bez ograniczeń, nakładając na starą farbę (o zmienionej barwie) warstwę świeżej w dostatecznej ilości. Zachowanie wszystkich podanych punktów dla obsługi omawianej farby jest bardzo trudne, tak że w praktyce nie uzyskuje się takich wyników, jakich by się spodziewać należało.

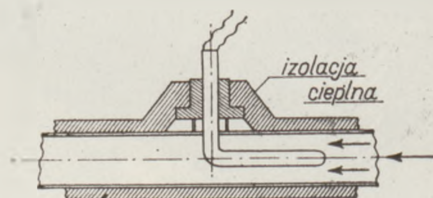
8. Przyrządy rejestrujące temperatury.

Przyrządy rejestrujące składają się zasadniczo z dwóch części: — z dźwigni (wskazówki) oraz z taśmy, przesuwanej równomiernie. Dźwignię uruchamia odpowiednio do wahań temperatury:

a) — spirala bimetaliczna, np. w termografach dla rejestracji temperatur atmosfery na stacjach meteorologicznych,
b) — rurka Bourdon'a, np. w termometrach ciśnieniowych-odległościowych,
c) — natężenie prądu elektr. w cewce, umieszczonej w polu magnetycznym, w urządzeniach elektrycznych stosujących galwanometry.

Taśmę przesuwa mechanizm zegarowy lub silnik elektryczny.

W przyrządach dla rejestracji temperatury jednego miejsca pomiarowego, dźwignia zaopatrzona w piórko z tuszem wykreśla krzywe ciągłe na przesuwającym się papierze rys. 25. Dla rejestracji temperatur kilku lub kilkunastu miejsc pomiarowych na wspólnym wykresie zastosowane być mogą jedynie elektryczne urządzenia pomiarowe — termometry

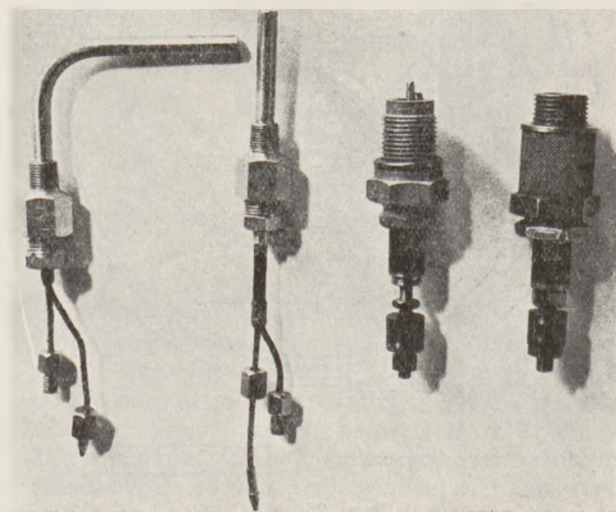


Rys. 30.

oporowe, termopary, ardometry. W tym wypadku wskazówka galwanometru przez przyciskanie jej do taśmy notuje chwilowe wartości poszczególnych temperatur w formie kropek lub znaków pisarskich, które tworzą ciągi dające poszczególne krzywe. Specjalny automatyczny przełącznik załącza kolejno mechanizm wskazówki na dany nadajnik temperatury. Rys. 26 przedstawia zasadniczy mechanizm wielokrotnego przyrządu rejestrującego.

II. Konstrukcje miejsc pomiarowych

Pomiary temperatur przy pomocy opisanych urządzeń pomiarowych sprowadzają się zasadniczo do pomiarów temperatury nadajników tych urządzeń. Warunkiem więc pomiarów przedmiotów bada-



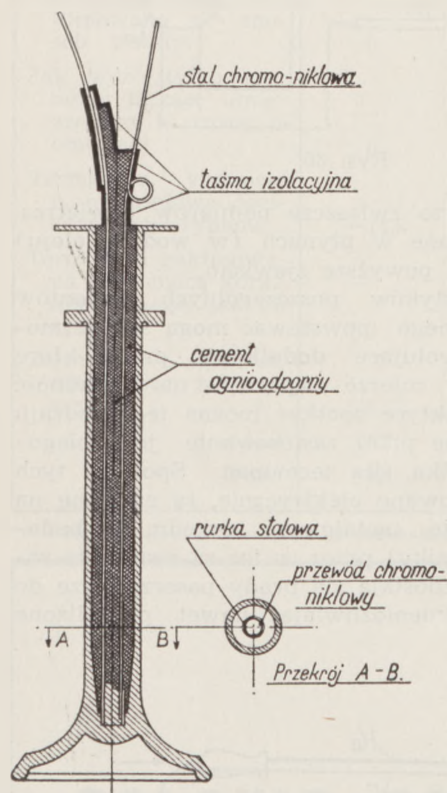
Rys. 31 a i b

nych jest stała równość temperatur nadajników z temperaturą tych przedmiotów. Warunek powyższy spełnić można przestrzegając następujących zasad:

1 — między nadajnikiem a przedmiotem badanym winna odbywać się swobodna wymiana ciepła równolegle do zmian temperatury,

2 — czas zrównania się temperatury nadajnika z temperaturą przedmiotu winien być możliwie krótki,

3 — miejsce pomiarowe nie powinno zniekształcać pola cieplnego. Odprowadzanie ciepła n. p. przez przewody łączące nadajnik z wskaźnikiem powinno być możliwie małe.



Rys. 32.

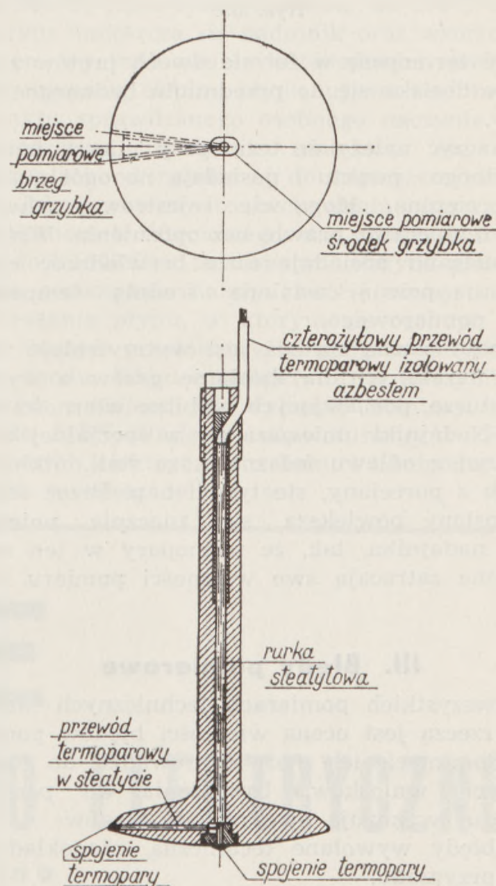
Przekazywanie ciepła z przedmiotu badanego odbywać się może przez przewodzenie lub za pomocą promieniowania. Miejsca pomiarowe urządzeń opartych na zasadzie promieniowania fal nie wymagają szczegółowego omówienia. Są to powierzchnie danego przedmiotu lub otwory zamkniętych wnętrz, n. p. otwór w piecu, gniazdo zaworu, na które skierowuje się lupę przyrządu. Zważać jedynie należy, by obce promieniowania nie zniekształcały pomiarów, jak n. p. światło dzienne.

Przykład pomiaru temperatury powierzchni zaworu przy pomocy pirometru z włóknem żarowym przedstawia schematycznie rys. 27. Układ według Schif'a, DVL. [3].

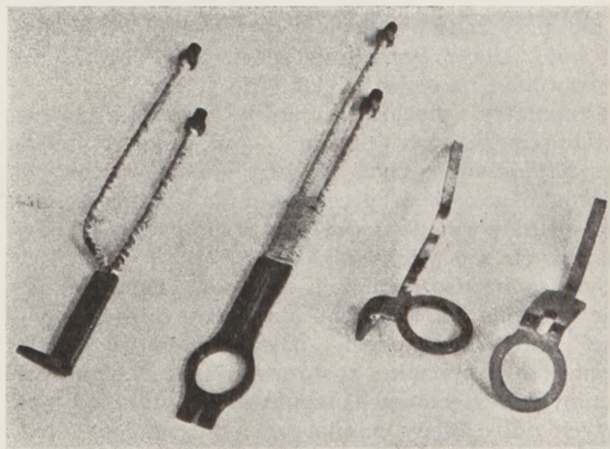
Kulka termometru rtęciowego w szkle, element oporowy, spojenia termopary, nadajnik termometru ciśnieniowego uzyskują temperaturę ciała badanego przez przewodzenie, winny więc posiadać możliwie ścisły styk z przedmiotem badanym. Rys. 28, 29 i 30 przedstawiają rozwiązania miejsca pomiarowego w przewodach. Zaleca się, by dana ciecz czy dany gaz opływały nadajnik na największej przestrzeni. Miejsce pomiarowe należy zaopatrzyć w izolację cieplną, przy czym dotyczy to zwłaszcza pomiarów wyższych temperatur (n. p. gazów spalinowych). Zadaniem izolacji cieplnej jest zmniejszenie strat cieplnych przez promieniowanie. Rys. 31-a przedstawia termopary dla pomiarów gazów spalinowych, osłonięte ogniotrwałymi stalowymi rurkami. Rys. 32 i 33 uwidacznia przykład umieszczania termopar w zaworach.

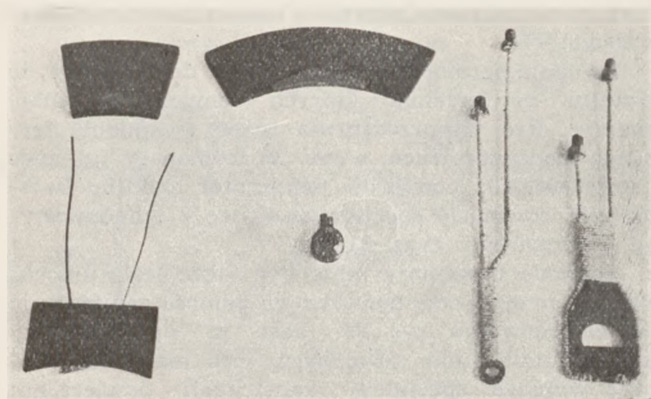
Spojenia termopar muszą być dostosowane do kształtu powierzchni, których temperaturę mają mierzyć. Rys. 34 przedstawia różne wykonania termopar podświecowych, a rys. 35 termopary tulejowe i stożkowe. Dla pomiarów temperatur elektrod świecowych używa się specjalnych świec z wbudowanymi termoparami. (rys. 31-b).

Spojenie termopary może być także stale umocowane w przedmiocie badanym za pomocą zanitowania lub zaklinowania rys. 36. Jest to najpewniejszy sposób umocowania termopary, lecz mało dogodny, gdyż wymaga specjalnej konstrukcji powierzchni przedmiotu. Dla pomiarów krótkotrwałych można



Rys. 33.


Rys. 34.



Rys. 35.

wykonać termoparę w formie dwóch prętów z rączką które dociska się do przedmiotu badanego (rysunek 37).

Zaznaczyć należy że termopary mierzą temperatury jednego punktu i posiadają na ogół małą pojemność cieplną. Mogą więc rejestrować chwilowe zmiany temperatur prawie bez opóźnienia. Wszystkie inne nadajniki posiadają dużą bezwładność cieplną i wskazują pewną ustaloną średnią temperaturę miejsca pomiarowego.

Ponadto ważną sprawą jest wytrzymałość nadajników narażonych na działanie gazów o wysokiej temperaturze, posiadających wybitne własności korodujące. Nadajniki umieszcza się w specjalnej osłonie wykonanej z odlewu żelaznego, ze stali, niklu, monelu lub z porcelany, steatytu i t. p. Przez zastosowanie osłony powiększa się znacznie pojemność cieplną nadajnika, tak, że termopary w ten sposób ochronione zatracają swe własności pomiaru punktowego.

III. Błędy pomiarowe

We wszystkich pomiarach technicznych najważniejszą rzeczą jest ocena wielkości błędów pomiarowych. Pominięcie ich może doprowadzić do zupełnie fałszywych wniosków. Urządzenia do pomiarów temperatur wykazują dwa rodzaje błędów:

1 — błędy wywołane techniczną niedokładnością przyrządu,

2 — błędy wywołane wadliwą konstrukcją miejsca pomiarowego.

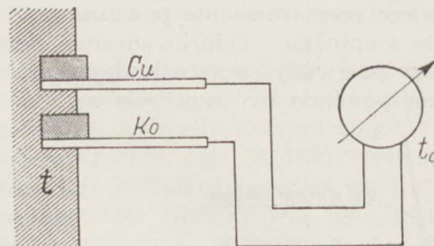
Błąd wywołany techniczną niedoskonałością wynosi dla przyrządów laboratoryjnych około ± 0,05% do ± 0,5%. Dla przyrządów seryjnych określa się powyższy błąd na około ± 0,05% do ± 2%.

Termometry rtęciowe w szkle oraz termopary z metali szlachetnych (platyna — platynorod) należą do najdokładniejszych przyrządów pomiarowych i służą jako wzorce przy cechowaniu. Dla termometrów ciśnieniowych pokładowych wymaga się błędów pomiarowych nie większych niż ± 2%. Termometry rtęciowe są bardzo wrażliwe na pola elektromagnetyczne zmienne, które wywołują prądy wirowe podnosząc temperaturę rtęci, należy zatem przewody z rtęcią (w przypadku zastosowania termometrów ciśnieniowych rtęciowych) umieszczać zdala od powyższych pól. Błędy pomiarowe przyrządów elektrycznych zależą zasadniczo od ich technicznej doskonałości. Zaleca się cechować je co pewien czas, gdyż:

— galwanometry zmieniają swe wskazania na skutek starzenia się magnesów,

— elementy obwodu elektrycznego zmieniają swe wartości na skutek starzenia się, utleniania lub wskutek korozji.

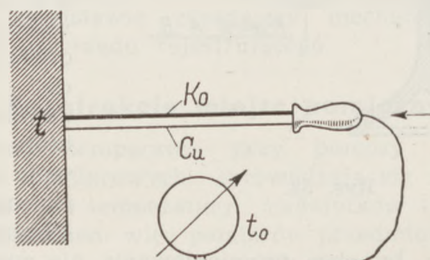
Termometry oporowe wykazywać mogą dodatkowe błędy pomiarowe na skutek obciążenia elementu oporowego (nadajnika) prądem mostka. Prąd ten wywołać może pewne podwyższenie temperatury na-



Rys. 36.

dajnika. Dotyczy to zwłaszcza pomiarów powietrza. Nadajniki zanurzone w płynach (w wodzie, oleju) są mniej czułe na powyższe zjawisko.

W miejscach styków poszczególnych elementów obwodu elektrycznego powstawać mogą siły termoelektryczne, wywołujące dodatkowe prądy, które mogą w znacznej mierze wpłynąć na dokładność przyrządu. W praktyce spotkać można tego rodzaju błędy wywoływane przez zastosowanie jednobiegunowego przełącznika, dla termopar. Spojenia tych ostatnich nie izolowane elektrycznie, są założone na wspólnym korpusie metalowym przedmiotu badanego (n. p. na silniku) przez co też są zwarte ze sobą. Tą drogą przedostają się prądy pasorzytnicze do galwanometru, uniemożliwiając nawet przybliżone



Rys. 37.

pomiary. Na ogół błędy wywołane niedoskonałością techniczną przyrządów są małe. O wiele znaczniejsze błędy powstają przez nieodpowiednie umocowania nadajników w miejscach pomiarowych. Przepływ ciepła z przedmiotu badanego do nadajnika może napotkać na przeszkody w postaci poduszek powietrznych, które tworzą w miejscu styku bardzo dobrą izolację cieplną.

Dla zapewnienia dobrego przewodzenia należy: — umieścić nadajnik całkowicie w danym przedmiocie n. p. w płynie, lub — wywrzeć możliwie duży nacisk przyciskający nadajnik do danej powierzchni przedmiotu badanego.

Przewody łączące nadajnik z wskaźnikiem mogą odprowadzać ciepło bardzo intensywnie. Przy niedostatecznym dopływie ciepła do nadajnika temperatura jego może ustalić się o pewną wartość poniżej temperatury rzeczywistej. Zjawisko to znacznie

utrudnia pomiary. Zwłaszcza przy pomiarach termoparami powierzchni cylindrów silników chłodzonych powietrzem objawy te są na porządku dziennym. Ciąg powietrza odrywa spojenie termopary od powierzchni badanej i chłodzi ją tak znacznie, że niekiedy pomiary wykazują tylko ułamek wartości rzeczywistych temperatur.

Tabela 3.

Rodzaj termopary:	Błąd termopary w % na 100° C. Szybkość wiatru: (klm/godz)		
	0	109	185
Termopara stała, zaklinowana w sposób trwały. . . .	0	—8,7	—12,5
Jak wyżej, tylko przewody łączące umieszczono w rurce ochronnej	0	—4,0	—5,8
Termopara stykowa, n. p. tulejowa dociskana sprężynami .	—14,0	—24,0	—31,0
Termopara zaklinowana za pomocą korka miedzianego, jak na rys. 36.	0	—0,7	—2,0
Termopara stykowa, dociskowa, jak na rys. 37.	+2,3*)	—1,7	—2,2
(Al.)	±1,2	—1,4	—3,3
(stal)	+3,4	—5,7	—6,1

*) Odczyty niestałe, zależne od siły dociskającej.

Tabela 3 podaje wynik prób przeprowadzonych przez J. F. Alcock'a [9]. Z nich wynika, że pośród termopar umieszczonych w ciągu powietrza jedynie termopara przytwierdzona w sposób trwały do badanego przedmiotu nie ulega większym zmianom temperatury przy zmianach szybkości wiatru. Niektóre termopary wykazują jednak błędy dochodzące do 30%.

IV. Cechowanie

Cechowanie polega na porównaniu wskazań danego urządzenia z wzorcem. Najprostszym przyrządem do cechowania jest naczynie z olejem (dla temperatur do 350°C) lub z cyną (dla temp. od 250°C wzwyż), w którym umieszcza się nadajnik oraz wzorzec.

Celem wyeliminowania bezwładności spowodowanej pojemnością cieplną płynu, używa się dla każdego punktu sprawdzanego osobnego naczynia ze stałą temperaturą. Nadajnik umieszcza się kolejno w naczyniach od najniższej do najwyższej temperatury. Jako wzorca do cechowania używa się do 400°C termometru rtęciowego, dla wyższych temperatur (do 1600°C) termopary platyna-platynorod. Podczas cechowania należy zwrócić uwagę na dobre przemieszanie płynu, w którym się cechuje. Unikać należy naczyń prostokątnych, podgrzewanych jedynie od spodu. Różnice temperatur w naczyniu kwadratowym z olejem, jak wykazały pomiary, wynosić mogą do ± 5%. Najlepiej używać naczyń okrągłych, ogrzewanych elektrycznie z boku i od spodu, zaopatrzonych w mieszadełka.

W sprawie używania jako płynu do cechowania oleju czy cyny roztrzygnąć powinna konstrukcja termopary oraz urządzenia do cechowania. Olej niszczy izolację termopary, gumę, fibrę, lecz pozwala na cechowanie temperatur niższych. Cyna czepia się przewodów nieizolowanych. Oba ciała posiadają prawie tę samą pojemność cieplną, czas podgrzewania jest dla obu jednakowy. Olej jednak może wykazywać duże różnice temperatur w naczyniu ze względu na swą złą przewodność cieplną. Należy zatem olej mieszać bardzo intensywnie. Cyna nie wymaga tej czynności, jej przewodność jest 550 razy większa od oleju. Dlatego niektórzy zalecają cechowanie w cynie.

Zakończenie

Wyceniając odpowiednio błędy pomiarowe oraz stosując równocześnie dla kontroli pomiarów różnego rodzaju urządzenia, można ustalić temperatury silnika lotniczego, chłodzonego cieczą lub powietrzem, z dokładnością dostateczną do wysuwania ścisłych wniosków.

Zagadnienie dokładnych pomiarów temperatur posiada dla wielu gałęzi techniki znaczenie pierwszorzędne, zostało też dzisiaj szeroko opracowane. Istnieje wiele odmian urządzeń pomiarowych i ciekawych zastosowań dla celów laboratoryjnych i przemysłowych. Ciekawe są zwłaszcza specjalne zagadnienia, jak pomiary temperatur tłoka przy poszczególnych pierścieniach lub temperatury sworznia tłokowego; określenie rozkładu temperatur na denku tłoka za pomoca stożków Segera i t. p. Artykuł niniejszy pomija je z uwagi na swe zadanie poinformowania czytelników o zasadniczych i podstawowych urządzeniach pomiarowych.

Literatura

Książki:

[1] Dr. Pawlikowski, Lotnicze Przyrządy Pokładowe, Warszawa, 1936.

[2] Dr.-Ing. Keinath, Elektrische Temperatur-Messgeräte, Berlin, 1923.

[3] W. Kamm und C. Schmid, Das Versuchs- und Messwesen a. d. Gebiet des Kraftfahrzeuges, 1938.

[4] Dr. Ing. Gramberg, Technische Messungen, Berlin 1933.

[5] Technisch-Wissenschaftliche Abhandlungen a. d. Osram-Konzern, 4. tom, 1936.

[6] ten Bosch, Die Wärmeübertragung, Berlin 1936.

[7] Dr. Graetz, Die Elektrizität, Stuttgart, 1928.

[8] Chwolson, Physik, 4. tom, I część, str. 518.

Czasopisma:

[9] Thermometry in Engine Research, Alcock, Aircraft-Engineering, March 1930.

[10] Standard Tables for Chromel-Alumel Thermocouples, Roeser, Dahl and Gowens, Jnl. of Research of the Nat. Bur. Stand. March 1935 (R. P. 767).

[11] Methods of Testing Thermocouples and Thermocouples Materials, Roeser and Wensel, Inl. of Research of the Nat. Bur. of Stand., March. 1935 (R. P. 768).

[12] Electrical Thermometres for Aircraft, Peterson and Womack, NACA-Report Nr 606, 1937.

[13] Reference - tables for Thermocouples. Inl. of Research of the Nat. Bureau of Standards, March, 1938. (R. P. 1080).

[14] Messerfahrungen mit einem neuen Farbpyrometer. K. Guthmann. Stahl. und Eisen, 23. Apr. 1936.

[15] Fuels for Aircraft Engines. E. L. Bass, tłum. w Techn. Now. Lotn., zeszyt 5, 1935.

[16] Fehler bei der Temperaturmessung mit Thermoelementen, Euler und Guthmann, Archiw f. Eisenhüttenwesen, Aug., 1935.

Katalogi, warunki techniczne:

[17] Elektryczne przyrządy pomiarowe na samolocie, Luftwissen, tom 3-ci, zeszyt 2-gi, 1936.

[18] ITL — Warunki Techniczne 2 J 7, 1935 r. Aerotermometry wody i smaru do 115° C lub 140° C.

[19] Gebrauchsanweisung der Thermotectfarbe. Warnecke und Böhm, A. G., Berlin-Weissensee.

[20] The Accurate Measurement of Temperature, Cambridge-Instrument Co, Ltd, Londyn, List Nr 198, 1935 r.

[21] Katalog firmy: The Lewis Engineering Co, Naugatuck, Conn., USA.

[22] Micromax - Thermocouple Pyrometers, Catalog N-33A, 1937, Leeds & Northrup Co, Philadelphia, PA., USA.

[23] Aircraft-Engine Temperature Indicator, March, 1932, Weston Electrical Instrument Corp., Newark, New Jersey, USA.

[24] Siemensowskie aparaty do mierzenia temperatur, broszura SH 3631, 1930 r.

[25] Thermoelektrische Pyrometer, Siemens-Halske, A. G., Berlin. Wydanie 4-te, 1929, SH 634.

The Measurement of Temperatures in Aviation

Summary

Accurate measurements of temperatures can be ensured in aviation by means of various thermometers based on the thermal expansion of metals, fluids or gases, thermocouples and resistance thermometers. Temperatures can be also evaluated by the heat radiated from a heated part or by using special paints which give a distinct colour, different for each temperature range. The advantages and defects of the various measurement methods are discussed. The accuracy of the various devices is given as well as sources of errors and means of ensuring accurate measurements.

Sztuczne masy plastyczne i ich zastosowanie w lotnictwie

Inż. Urszula Dębska - Wójcicka

Wstęp

Pod nazwą sztucznej masy plastycznej rozumie się substancję, sztucznie wytworzoną, której można nadawać rozmaite kształty bądź w chwili przygotowywania jej, bądź też już po wytworzeniu, stosując odpowiednie warunki ciśnienia i temperatury. Oprócz materiałów plastycznych sztucznych istnieją materiały plastyczne naturalne, jak np.: kauczuk, gutaperka i inne żywice naturalne, którymi w tym artykule nie będziemy się zajmować.

Już od dawna sztuczne masy plastyczne są stosowane jako substancje, zastępujące cały szereg materiałów naturalnych a więc: w przemyśle galanteryjnym są używane zamiast rogu i kości słoniowej, w przemyśle jubilerskim mogą zastępować drogie kamienie, w przemyśle elektrotechnicznym stanowią doskonałe materiały izolacyjne, a wreszcie nadają się do wyrobu całego szeregu przedmiotów nietłukących codziennego użytku.

Ostatnio sztuczne masy plastyczne znajdują coraz szersze zastosowanie nie tylko jako materiały pomocnicze w rozmaitych konstrukcjach, lecz także jeśli nie same to w połączeniu z innymi do wytwarzania rozmaitych części konstrukcyjnych; m. inn. w przemyśle maszynowym stosuje się sztuczne żywice do wyrobu łożysk i zestawów kół zębatych.

Zanim przejdziemy do rozpatrzenia zastosowania sztucznych materiałów plastycznych w przemyśle lotniczym, omówimy pokrótce ich podział, główne metody otrzymywania i przeróbki oraz własności. W dalszym ciągu zamiast terminu sztuczne masy plastyczne będziemy dla krótkości częstokroć używali terminu sztuczne „plastyki“. Nazwa ta jest zpolszczeniem słowa angielskiego „plastics“ lub francuskiego „plastiques“ i jako określenie krótkie bardzo przydatna w polskim słownictwie.

Podział sztucznych plastyków

Sztuczne plastyki można ze względu na ich pochodzenie podzielić na następujące grupy:

I. Sztuczne żywice.
II. Pochodne celulozy.
III. Pochodne substancyj białkowych lub proteinowych.

W niżej podanej tablicy I są zestawione sztuczne plastyki z uwzględnieniem ich podziału, składu chemicznego oraz ważniejszych nazw handlowych.

Tablica I.

Podział sztucznych plastyków ze względu na pochodzenie			Ważniejsze nazwy handlowe	Skład chemiczny	Podział ze względu na zachowanie się pod wpływem temperatury
I. SZTUCZNE ŻYWICE	1. Fenoloaldehydowe	A. prasowane	Bakelit, Durez, Durax, Makalot	Produkty kondensacji fenoli (fenol, krezole) i aldehydów (aldehyd mrówkowy, octowy, benzaldehyd)	Termoutwardzane (termotwardniejące)
		B. uwarstwione . . .	Fornica, Micarta, Fenolite		
		C. odlewane	Catalin, Jewelin, Marbelette		
	2. Aminoaldehydowe	A. prasowane	Plascon, Unyte, Pollopas, Prystal	Produkty kondensacji głównie mocznika i aldehydu mrówkowego	Termoutwardzane
		B. warstwione . . .	Fornica, Moldarta, Cibanoid		
		C. odlewane	Crystus		
	3. Winylowe		Mipolon, Vinifol, Astralon, Vinapas, Luvicon, Mowilith	Produkty polimeryzacji prostej lub mieszanej estrów alkoholu winylowego	Termoplastyczne
	4. Styrylowe		Trolitul, Rezoglaz, Victron	Produkty polimeryzacji styrolu	Termoplastyczne
	5. Akrylowe i metakrylowe		Plexiglas, Acronal, Perspex	Produkty polimeryzacji estrów kwasu akrylowego i metakrylowego	Termoplastyczne
	6. Hydroksykarboksylowe .		Glyptalc, Rezyle, Alkydale	Produkty kondensacji gliceryny i kwasu ftalowego	Termoutwardzane
	7. Indenowe		Cumar, Neville	Produkty polimeryzacji mieszanej kumaronu i indenu	Termoplastyczne
	8. Organo-siarczkowe . . .		Tiokol	Produkty polimeryzacji siarczków organicznych	Utwardzane przez wulkanizację
	9. Sztuczny kauczuk . . .		Buna, Duprene	Produkty polimeryzacji butadienu i chloroprenu	
	10. Mieszane		Tornesite, Dartex, Tegofan	Przetworzony chemicznie kauczuk (chlorowany)	
II. Pochodne celulozy	1. Acetoceluloza		Cellon, Rhodoid, Trolit, Fibestos	Ester celulozy i kwasu octowego	Termoplastyczne
	2. Nitroceluloza		Celuloid, Fiberloid, Viscoloid	Ester celulozy i kwasu azotowego	Termoplastyczne
	3. Etylo- i benzylo- celuloza		Tylose, Glutoline	Etery celulozy i alkoholu etylowego i benzylowego	
	4. Regenerowana celuloza .		Cellofan, Tomofan	Regenerowana celuloza	
III. Pochodne substancyj proteinowych			Galalit, Ronyx, Ameroid	Produkty kondensacji kazeiny i aldehydu mrówkowego	

Tworzenie się sztucznych żywic (grupa I) polega głównie na dwojakim rodzaju reakcyj chemicznych:
na 1) reakcji polimeryzacji,
2) „ kondensacji.

1) Pierwsza reakcja (polimeryzacji) polega na tworzeniu się (drogą addycji) ze związków prostych, jednocząsteczkowych, t. zw. monomerów, związków o budowie wielocząsteczkowych, t. zw. polimerów. Związki jednocząsteczkowe są zazwyczaj ciałami ciekłymi. Przez polimeryzację, a więc bardzo duże zwiększenie cząsteczki (dochodzące do kilkunastu, lub kilkudziesięciu tysięcy) następuje zmiana we własnościach fizycznych, jak: przejście w stan stały, zjawienie się własności termoplastycznych i innych. Związki monomeryczne należą do kategorii związków nienasyconych t. j. takich, które posiadają podwójne wiązania, a tym samym są zdolne do reakcji przyłączania innych cząsteczek. Reakcje polimeryzacji są wywoływane przez światło i rozmaite katalizatory. Polimeryzacja może być prosta, jeśli łączą się jednakowe cząsteczki, lub mieszana, jeśli w skład polimeru wchodzą różne cząsteczki.

Przykłady: polimeryzacji prostej — tworzenie się żywic akrylowych i metakrylowych (tablica I); polimeryzacji mieszanej — tworzenie się mieszanego polimeru z chlorku i octanu winylu, polimeryzacja kumaronu i indenu (tablica I).

2) Drugi sposób otrzymywania sztucznych żywic, a więc reakcja kondensacji, polega na łączeniu się cząsteczek z jednoczesnym wydzieleniem różnych prostych związków, jak: woda, siarkowodór, chlorowodór, alkohol i inne. Warunki kondensacji w dużej mierze zależą od uwalnianego związku, który należy w odpowiedni sposób usuwać. W wielu wypadkach do reakcji kondensacji używa się katalizatorów.

Zwykła kondensacja (a więc łączenie się dwóch cząsteczek) nie daje produktów o charakterze żywicznym, dopiero t. zw. multikondensacja t. j. kondensacja połączona z polimeryzacją nadaje ten charakter.

Typowym przykładem kondensacji jest tworzenie się żywic fenolo-aldehydowych i amino-aldehydowych (mocznikowych) (tablica I).

Tworzenie się większości sztucznych żywic, lub inaczej syntetycznych żywic jest typową reakcją syntezy organicznej. Można je przeważnie otrzymać z bardzo prostych chemicznie substancyj jak: węgiel, woda, powietrze, wapno (tablica II i III).

Tworzenie się plastyków celulozowych (pochodnych celulozy, grupa II) polega na chemicznej przemianie celulozy na estry, etery lub zregenerowaną celulozę.

3) Pochodne substancyj białkowych (proteinowych, grupa III) powstają przez kondensację białek z aldehydami, głównie kazeiny i aldehydu mrówkowego.

Pochodne celulozy i substancyj białkowych można wyprowadzić od związków organicznych naturalnych istniejących w przyrodzie, a więc od celulozy i białka zwierzęcego (tablica IV).

Ze względu na zachowanie się sztucznych plastyków pod wpływem temperatury istnieje podział ich na:
1) termoplastyczne lub termoplastyki,
2) termoutwardzane lub termotwardniejące.

Pierwsze t. j. termoplastyki są to materiały zawsze topliwe, które w normalnych warunkach ciśnienia i temperatury są stałe, lecz przy ogrzaniu miękną i przechodząc w stan plastyczny dają się formować. Po ochłodzeniu do temperatury normalnej twardnieją, zachowując nadane im kształty. Do tej grupy należą: żywice winylowe, styrolowe, akrylowe i metakrylowe, indenowe oraz pochodne celulozy, jak: masy acetocelulozowe i nitrocelulozowe (tablica I).

Plastyki termoutwardzane są to substancje w końcowym stadium reakcji kondensacji, nietopliwe i nierozpuszczalne. Przy tworzeniu się przechodzą one przez 3 stadia, różniące się od siebie własnościami chemicznymi i fizycznymi. Pierwsze stadium (zwykle zwane A) daje produkt rozpuszczalny i topliwy, jeśli jest ciałem stałym, albo też ciecz. W stadium drugim (B) powstaje produkt nierozpuszczalny i trudnotopliwy, który może być jeszcze formowany przez zwykłe zastosowanie ciśnienia i podwyższonej temperatury. W stadium końcowym (C) powstaje substancja całkowicie nierozpuszczalna i nietopliwa. Do tej grupy należą żywice powstałe przez kondensację i są to: żywice fenolo-aldehydowe, amino-aldehydowe, hydroksykarboksylowe (tablica I).

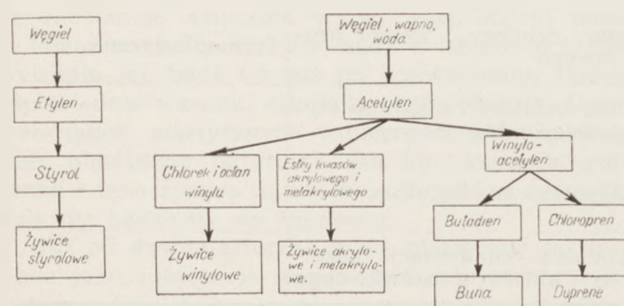
Wszystkie wymienione sztuczne masy plastyczne są używane do rozmaitych celów bądź w postaci nieprzerobionej, bądź też w postaci przerobionej z rozmaitymi dodatkami, wpływającymi na zmianę lub polepszenie tej lub innej własności materiału.

Przeróbka sztucznych plastyków

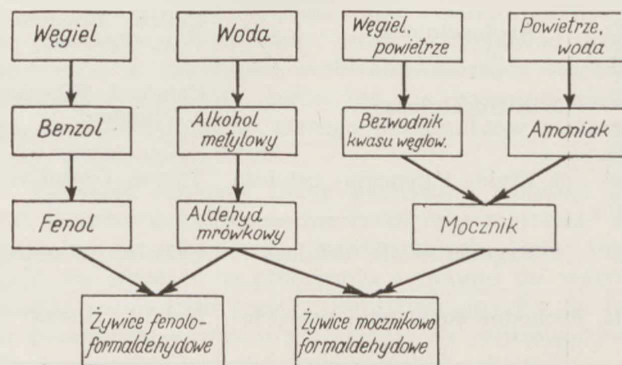
Przeróbka oraz formowanie materiałów termoplastycznych może się odbywać w trojaki sposób:

1) Przez odlewanie monomerów (związków wyjściowych przy produkcji danej żywicy) w odpowiednich formach i poddanie ich polimeryzacji już w for-

TABLICA II.



TABLICA III.



mach przez zastosowanie odpowiednich warunków (temperatura, ciśnienie, katalizatory).

2) Przez formowanie z arkuszy, płyt, prętów, bloków i t. d. gotowych już polimerów po ogrzaniu ich do odpowiedniej temperatury i użyciu odpowiednich form i potrzebnego ciśnienia.

3) Przez formowanie specjalnie spreparowanych proszków termoplastyków przez wtryskiwanie ich do ogrzanych form (odlewy wtryskowe).

We wszystkich wypadkach należy przedmiot formowany pozostawić w formie aż do zupełnego ochłodzenia do temperatury pokojowej i wtedy dopiero można go z niej wyjąć.

Termoplastyki są używane albo bez żadnych dodatków lub też z dodatkiem barwnika, plastyfikatora, a czasem i substancji wypełniającej (wypełniacza).

Formowanie plastyków termoutwardzanych może się odbywać także w trojaki sposób:

1) przez prasowanie w formach;
2) przez prasowanie materiałów uwarstwionych;
3) przez odlewanie.

Ponieważ wszystkie 3 rodzaje formowania żywic termoutwardzanych (utwardzanych przez temperaturę) mają w przemyśle bardzo szerokie zastosowanie, omówimy je nieco szczegółowiej.

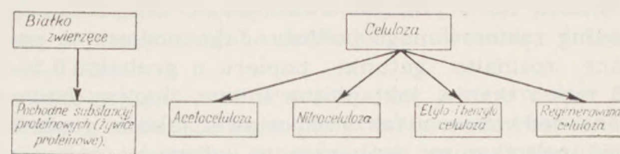
1) Prasowanie w formach polega na prasowaniu specjalnie przyrządzonych mieszanek sztucznych żywic przy zastosowaniu odpowiednich warunków ciśnienia i temperatury. W skład tych mieszanek wchodzą: sztuczne żywice, jako główny składnik, następnie barwniki, wypełniacze i rzadziej uplastyczniacze. Wypełniacze odgrywają bardzo ważną rolę, nadając gotowym już przedmiotom szereg cennych własności jak: zwiększenie wytrzymałości, odporności na temperaturę, na wilgoć i inne. Istnieją 2 rodzaje wypełniaczy: a) organiczne i b) nieorganiczne (mineralne).

a) Pierwsze (organiczne) są to: mączka drzewna, włókna roślinne i zwierzęce w postaci mniejszych lub większych kawałków rozmaitych tkanin.

Mączka drzewna, która jest wypełniaczem najbardziej rozpowszechnionym dla plastyków termoutwardzanych, nadaje przedmiotom szereg cennych własności jak: bardzo dobre własności dielektryczne oraz giętkość, a także pozwala na wprasowywanie kawałków metalowych. Plastyki z kawałkami tkanin, jako wypełniaczem stanowią jakby stadium pośrednie między plastykami prasowanymi a uwarstwionymi, o których będzie mowa niżej. Włókna roślinne i zwierzęce (kawałki tkanin) nadają gotowym przedmiotom dużą wytrzymałość na uderzenie, lecz zmniejszają zdolność formowania w bardziej skomplikowane kształty z powodu mniejszej płynności mieszanki z tkaniną.

b) Wypełniacze mineralne są to głównie: azbest, grafit, mika, glina, piasek, kreda i różne metale. Najważniejszy z wypełniaczy nieorganicznych — azbest nadaje plastykom dużą odporność na wysokie temperatury (np. wytrzymują one przez krótki okres czasu temperaturę ok. 300°C). Wypełniacze grafitowe powodują bardzo małe tarcie otrzymanych przedmiotów, dlatego też mieszanek z grafitem używa się głównie do wyrobu powierzchni trących łożysk, gdyż dają one gładką, samosmarującą się powierzchnię. Wypełniacze z miki, którą stosuje się w postaci sproszkowanej, nadają bardzo dobre własności dielektryczne. Piasek, glina, kreda, jako wypełniacze

TABLICA IV.



dają dość wysoką odporność na temperaturę, a także małą zdolność absorbowania wody, metale podwyższają niektóre własności mechaniczne (np. nadają sztywność). Materiały z mineralnymi wypełniaczami dają się gorzej obrabiać niż z organicznymi wypełniaczami.

Mieszanki do prasowania przygotowuje się w następujący sposób: osobno miele się żywicę, która znajduje się w stadium A lub B t. j. w przejściowym stadium kondensacji, w którym jest jeszcze topliwa; również osobno miele się wysuszony wypełniacz oraz barwnik. Poszczególne surowce odważa się w ilościach potrzebnych do danego gatunku mieszanki, miesza się wszystko dokładnie i następnie przepuszcza przez ogrzane walce. Wówczas to żywica topi się, przesyca wypełniacz i barwnik i w ten sposób dokładnie się z nimi miesza. Temperatura i czas przepuszczania przez walce zależy od rodzaju przygotowanej mieszanki. Po wyjęciu z walców mieszankę, która jest w postaci kruchej płyty, łamie się na kawałki, lub miele na proszek. W tym stanie mieszanka jest już gotowa do prasowania. Jeśli chodzi o otrzymanie przedmiotu w deseń, mieszankę łamie się na drobniejsze lub grubsze kawałki; przedmioty o jednolitym kolorze otrzymuje się z mieszanki w proszku. Gotową mieszanką napełnia się odpowiednie stalowe formy i prasuje się przez określony czas w temperaturze 130—190°C i pod określonym ciśnieniem (150 — 600 kg/cm² poziomego rzutu stempla prasy). Przedmiot prasowany można wyjmować z formy jeszcze w stanie gorącym, gdyż jest on już twardy, nie tak, jak przy prasowaniu przedmiotów z żywic termoplastycznych, które trzeba obowiązkowo ochłodzić przed wyjęciem z formy. Przedmioty otrzymane przez prasowanie nie wymagają dużej obróbki, jedynie lekkiego oszlifowania i wygładzenia w miejscach łączenia się form. Żywice prasowane dają się łatwo obrabiać.

2) Drugim ważnym sposobem przeróbki żywic termoutwardzanych jest otrzymywanie przedmiotów z plastyków uwarstwionych. Różnią się one od pierwszych, otrzymanych drogą prasowania, nie tylko metodą produkcji, lecz także posiadają wyższą wytrzymałość. Sposób ten polega na następującym: arkusze papieru lub tkaniny impregnuje się żywicą, będącą w stanie rozpuszczalnym i rozpuszczoną w odpowiednim rozpuszczalniku, który następnie usuwa się przez suszenie. Kilka, kilkanaście lub kilkadziesiąt takich arkuszy składa się razem i prasuje w prasach hydraulicznych przy temperaturze 130 — 140°C i ciśnieniu 15 — 30 kg/cm². W tych warunkach następuje mocne sklejenie tkaniny lub papieru oraz przejście żywicy w końcowy stan nierozpuszczalny. W ten sposób otrzymuje się arkusze lub płyty o rozmaitej grubości, z których wyrabia się pręty, zwoje i różne przedmioty, używane w bardzo dużej ilości w przemyśle elektrotechnicznym ze względu na dobre własności izolacyjne i wytrzymałościowe. Tak jak prasowane

plastyki dzieli się na grupy zależnie od rodzaju wypełniacza tak i plastyki uwarstwione klasyfikuje się według zastosowanego podłoża. Jako podłoża są używane rozmaite gatunki papieru o grubości 0,2 — 0,8 mm i tkanin, jak: płótna lniane, tkaniny bawełniane, jedwabne, a także azbestowe. Jakość, grubość i gatunek tkaniny wpływają na własności otrzymanego materiału, a więc np. na zwiększenie różnych własności wytrzymałościowych, odporności na wilgoć i temperaturę, łatwości obróbki i innych.

Plastyki uwarstwione dają się doskonale obrabiać, a więc: wiercić, piłować, ciąć, heblować, toczyć, polerować i t. d. co stanowi o ich bardzo dużej przydatności do rozmaitych celów, gdzie poza ich cennymi własnościami jest wymagana zdolność precyzyjnej obróbki (np. koła zębate).

3) Trzeci sposób przerabiania i formowania żywic termoutwardzanych — to odlewanie. Polega on na odlewaniu w odpowiednich formach żywicy przygotowanej w stanie ciekłym (w stanie syropu) i w razie potrzeby zabarwionej na żądany kolor. Żywice odlewane nie wymagają wypełniaczy. Celem utwardzenia żywicy odlewy w formach umieszcza się na pewien okres czasu (parę dni) w piecach o wysokiej temperaturze, potrzebnej do przejścia żywicy w stan stały, nierozpuszczalny. Chociaż żywice prasowane w formach mają wyższość nad odlewanymi, gdy chodzi o dużą dokładność kształtów produkowanych przedmiotów, to jednak odlewy mają duże zastosowanie tam, gdzie ilość zapotrzebowanych przedmiotów jest nie wielka i gdzie nie chodzi o specjalną dokładność wymiarów. Żywice odlewane odznaczają się pięknością i głębokością barw, to też są one używane do wyrobu biżuterii, ozdób i dekoracyj. Są one odlewane w postaci tafli, bloków, prętów, kul i innych. Dają się bardzo łatwo obrabiać tak, jak np. mosiądz i praktycznie wymagają tych samych narzędzi.

Zestawienie ważniejszych nazw handlowych sztucznych materiałów plastycznych znajduje się w wyżej podanej tablicy I. Bardzo często plastyki tego samego rodzaju produkowane w innych krajach przy pomocy trochę zmienionej metody mają różne nazwy np.: żywica metakrylowa w przezroczystej postaci produkowana przez Niemcy nazywa się „Plexiglas", a w Anglii „Perspex". Poza tym żywice tego samego pochodzenia z rozmaitymi dodatkami, lub w rozmaity sposób przerobione mają inne nazwy. Stąd także wypływa rozmaitość nazw.

Niektóre własności fizyczne oraz mechaniczne ważniejszych plastyków są zestawione w niżej podanej tablicy V.

Sztuczne plastyki w lotnictwie

Po tym ogólnym omówieniu sztucznych materiałów plastycznych (podziału, sposobów otrzymywania i przerabiania oraz własności) przejdziemy do zagadnienia zastosowania ich w przemyśle lotniczym.

Już w czasie wielkiej wojny w latach 1914—1918 zaczęto zagranicą wprowadzać sztuczne materiały plastyczne przy budowie samolotów, najpierw na wzór przemysłu samochodowego, jako materiały izolacyjne w rozmaitych częściach silnika lotniczego. Następnie wraz z rozwojem produkcji sztucznych plastyków i z poznaniem ich wielu cennych własności zaczęto się zastanawiać, czy nie nadawałyby się one także i do innych części przy budowie płatowca.

W ostatnim dziesiątku lat sztuczne masy plastyczne nabrały w przemyśle lotniczym zupełnie realnego znaczenia. Zwłaszcza w ciągu ostatnich kilku lat zagraniczne fabryki lotnicze nawiązały kontakt z fabrykami sztucznych mas plastycznych (n.p. w Anglii fabryka de Havilland z fabryką The Bakelite) i przy ścisłej współpracy przeprowadziły cały szereg badań, idących z jednej strony w kierunku takiej przeróbki sztucznych plastyków, aby mogły one mieć zastosowanie do części konstrukcyjnych, z drugiej strony w kierunku ulepszenia przy ich pomocy istniejących i używanych naturalnych tworzyw jak drewno, aby

Tablica V.

	Materiał	Ciężar właściwy	Wytrzymałość na rozciąganie kg cm²	Udarność cm kg cm²	Moduł elastyczności kg/cm²	Stała dielektryczna	Absorbcja wody po 24 godz. w %
	Acetoceluloza	1,25 — 1,35	300 — 500	100 — 200	~ 10000	5 — 6	3,0
	Nitroceluloza	1,38 — 1,54	300 — 700	100 — 200	21000	—	1,2
ŻYWICE	winylowa	1,34 — 1 38	~ 600	—	32000	—	—
	metakrylowa	1.18	~ 750	20 — 30	30000	3 — 3,6	0,17
	styrolowa	1 04	420 — 550	—	—	—	—
	mocznikowa bez wypełniaczy	1.48	~ 250	5	50000—100000	—	—
	mocznikowa z wypełniaczem celulozowym	1.55	300 — 700	—	—	—	1,0
	mocznikowa uwarstwiona	1,40	600 — 700	—	—	—	2 1
	fenolowa odlewana	1,32	~ 250	—	9500	—	b. słaba
	fenolowa prasowana z mączką drzewną	1.50	420 — 800	5 — 6	60000—100000	—	0.2 — 0,6
	fenolowa prasowana z azbestem	1,80	~ 800	~ 3 5	60000—300000	—	0,01 — 0,03
	fenolowa prasowana z tkaniną	1,40	450 — 500	12 — 15	60000 — 100000	—	—
	fenolowa uwarstwiona	1 40	500 — 900	25 — 30	80000—120000	—	1,0 — 3,0

mogło ono zacząć konkurować z surowcami metalowymi.

Głównym czynnikiem odgrywającym tu dużą rolę jest chęć otrzymania lekkiej, mocnej i łatwo dającej się naprawiać konstrukcji, a także wykończenia jak najbardziej gładkiego, o kształtach opływowych, dających jak najmniejszy opór, a tym samym możność uzyskania jak największych szybkości.

Niski ciężar właściwy, dobre własności izolacyjne, łatwość nadawania żądanych kształtów, łatwość obróbki, odporność na korozję i wpływy atmosferyczne, niewielka palność i możność otrzymania materiałów o dużej przezroczystości — oto cenne własności, które skłoniły konstruktorów i fabrykantów lotniczych do zainteresowania się sztucznymi plastykami. Obecnie cały szereg tych materiałów znajduje zastosowanie w rozmaitych częściach płatowców jak: I. niektóre części konstrukcyjne, II. kleje i środki impregnacyjne, III. szyby nietłukące (t. zw. szkło nieorganiczne), IV. powłoki ochronne, V. akcesoria elektryczne i VI. inne.

I. Części konstrukcyjne.

Najbardziej cenna własność materiałów, jeśli chodzi o ich zastosowanie do części konstrukcyjnych samolotu, to jak największa wytrzymałość przy jak najmniejszym ciężarze właściwym, czyli jak najmniejsza wartość właściwa t. j. stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego. Pod względem wytrzymałości sztuczne plastyki ustępują tworzywom metalowym. Mają one jednak bardzo niski ciężar właściwy w porównaniu z najlżejszymi metalami, nadzwyczaj gładką powierzchnię, a także nie podlegają korozji, co jest bardzo ważną zaletą. Stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego jest dla sztucznych plastyków taki sam jak dla drzewa. Jednakże w przeciwieństwie do drzewa, używanego w konstrukcjach lotniczych, są one niewrażliwe na wilgoć i wpływy atmosferyczne i mają jednorodne własności fizyczne.

Do celów konstrukcyjnych materiały termoplastyczne nie przedstawiają żadnej wartości, stosuje się tu jedynie sztuczne plastyki termoutwardzane. Prace nad przystosowaniem ich jako materiałów konstrukcyjnych idą w dwóch kierunkach: 1) w kierunku zwiększenia wytrzymałości przy jak najmniejszym zwiększeniu ciężaru właściwego, 2) w kierunku impregnacji rozmaitych materiałów.

Pierwsze, t. j. zwiększenie wytrzymałości uzyskuje się przez zastosowanie do plastyków rozmaitych wypełniaczy, które zależnie od jakości i rodzaju polepszają niektóre własności materiału jak n. p. zwiększają wytrzymałość na ściskanie, uderzenie, sztywność i inne.

Tablica VI.

	Sznur-Aerolite ~ 13 sznurów/cm	Tkanina Aerolite ~ 32 nitki/cm
Wytrzymałość na rozciąganie — kg/cm² .	1800 wzdłuż włókien	1300
Wytrzymałość na ściskanie — kg/cm² .	1900 prostopadle do włókien	1800
Wytrzymałość na ścinanie — kg/cm² . .	410 równolegle do włókien	630—prostop. do warstwy tkan.
Moduł elastyczności — kg/cm²	160.000	84.000
Ciężar właściwy . . .	1,34	1,34

Jako wypełniacze wzmacniające wytrzymałość na ściskanie najlepsze są włókna celulozowe (bawełniane), użyte w postaci sznurów, lub też w postaci tkaniny. Taki wzmocniony materiał fenolo-formaldehydowy (bakelitowy) wytworzono w Anglii w Aero Research i nazwano go „Aerolite". Wartość właściwa aerolitu jest bardzo zbliżona do wartości właściwej dla duralu, lecz aerolit posiada znacznie mniejszy moduł elastyczności.

W tablicy VI są podane własności aerolitu, w tablicy VII są zestawione własności aerolitu porównawczo z własnościami drzewa, duralu i stali.

Bardzo ważną własnością wzmocnionego bakelitu jest zdolność pochłaniania przezeń energii i to w o wiele większym stopniu niż przy drzewie i metalu. Daje więc on duże zmniejszenie wibracji, co ma nie małe znaczenie przy konstrukcji śmigieł, a także skrzydeł. Jednym z najwcześniejszych zastosowań wzmocnionego bakelitu (aerolitu) są śmigła sterowane. Wskutek niskiego ciężaru właściwego aerolitu siła odśrodkowa i bezwładność są niewielkie, dlatego też istnieje możność zastosowania lekkiej metalowej piasty, z którą łopatka śmigła łączy się bezpośrednio. Z powodu dużej zdolności absorbowania energii aerolit ma bardzo dobrą charakterystykę zmęczeniową. Poza tym nie ulega zmęczeniu korozyjnemu. Jeśliby użyć aerolitu do budowy dźwigarów, to według Aero Research zarówno szerokość ich jak i długość znacznie zmniejszyłaby się, a tym samym zaoszczędziłoby się dużo na ciężarze. Zwiększenie sztywności aerolitu można osiągnąć przez zastosowanie wzmocnień specjalnego typu (n. p. przez złożenie i prasowanie tkaniny w taki sposób, że wątek i osnowa są równoległe do linii głównego nacisku).

Poza śmigłami i częściami konstrukcyjnymi w kadłubie i skrzydłach bardzo korzystnie można używać aerolitu do budowy łożysk pracujących w warunkach małych szybkości i wysokiego ciśnienia. Okres życia takiego łożyska ma być 13 razy dłuższy niż łożyska metalowego. Dalsze zalety to nieodkształcalność i niezniszczenie się łożyska w razie chwilowego braku smaru.

Jedną ze słabszych jak dotąd stron aerolitu jest brak dobrej metody klejenia, która bardzo uprościłaby budowę lub naprawę części konstrukcyjnych samolotu. Nitowanie lub łączenie przy pomocy bolców jest bezwzględnie łatwiejsze przy aerolicie niż przy drzewie, jednakże sposób łączenia przy pomocy robienia dziur jest zawsze mniej korzystny, niż klejenie. Aero Research zrobiło dużo badań nad wynalezieniem dobrego kleju dla aerolitu, lecz wyniki nie są całkowicie zadawalające. Próbowano zeskrobywać żywicę, aby odkryć włókna tkaniny lub sznura, wypełniającego i wtedy kleić, poza tym wszędzie tam, gdzie było przewidziane klejenie próbowano umieszczać tkaninę na wierzchu. Te dwa ostatnie sposoby dały względnie dobre rezultaty. Wszędzie tam, gdzie w konstrukcjach jest wymagany wysoki moduł elastyczności, a wiec n. p. przy dźwigarach należałoby raczej używać klejonego lub t. zw. ulepszonego drzewa, a nie wzmocnionego bakelitu nawet jeśli to jest związane ze zmniejszeniem wytrzymałości na ścina-

nie. Materiał ten (ulepszone drzewo) jest wodoodporny, daje się łatwo kleić i może być używany w konstrukcjach o dość dużych długościach, klejonych z małych kawałków. O sposobach ulepszenia drzewa będzie wspomniane niżej przy omawianiu środków impregnacyjnych, teraz zaś zaznaczymy tylko, że jest ono stosowane także do wyrobu śmigieł sterowanych.

Bardzo dużo badań nad konstrukcjami z drzewa ulepszonego przeprowadziła fabryka Halila Aircraft Industry, która opracowała sposób klejenia zwany „Jic process“ a klej „Jic Cement“ („Jic“ jest skrótem od „Jones Impregnating Cement“ od imienia wynalazcy). Badania nad ulepszeniem drzewa są przeprowadzane również w Niemczech w V.D.I.

Dalej zestawione dane wytrzymałościowe (tablica VIII) pozwalają na porównanie drzewa „Jic“ z innymi materiałami (tablica VII).

Należy zaznaczyć, że wielu badaczy i konstruktorów zagranicznych pokłada wiele nadziei we wzmocnionym bakelicie i ulepszonym drzewie, a nawet niektórzy z nich myślą, że przyjdzie czas, gdy będzie się robiło samoloty wykonane prawie całkowicie z tych materiałów.

II. Kleje i środki impregnacyjne.

W lotnictwie zagranicznym używa się klejów ze sztucznych plastyków do 1) klejenia szyb bezpiecznych, 2) klejenia i ulepszania drzewa.

1) Szyby bezpieczne, lub inaczej zwane nierozpryskującymi są zrobione ze zwykłego szkła, klejonego sztuczną masą plastyczną celem nadania mu własności nierozpryskiwania. Szyba klejona po stłuczeniu nie rozpryskuje się, lecz wszystkie drobne kawałeczki trzymają się razem i nie powodują niebezpieczeństwa skaleczenia.

Do klejenia szyb używa się następujących rodzajów sztucznych plastyków:

a) Nitroceluloza z dodatkiem kamfory, jako środka uplastyczniającego (celuloid). Wadą tego lepiszcza jest kruchość w niskich temperaturach oraz rozkład nitrocelulozy pod wpływem promieni ultrafiołkowych, przy czym następuje silne żółknięcie.

b) Drugim lepiszczem szyb jest acetoceluloza również z dodatkiem plastyfikatora. Jest to t. zw. „Cellon“.

Klejenie acetocelulozowe jest bardziej odporne na wpływy atmosferyczne, niż poprzednie.

Klejenie arkuszami nitrocelulozy czy acetocelulozy (celuloid i cellon) odbywa się w ten sposób, że zwilża się je odpowiednimi rozpuszczalnikami celem nadania im własności półplastycznych, a następnie po włożeniu pomiędzy szklane szyby poddaje się prasowaniu w odpowiednich prasach. Czasami przy wadliwym prasowaniu (nierównomierność ciśnienia, nieodpowiednia i nierówna temperatura) mogą powstać pomiędzy szybami pęcherzyki par rozpuszczalnika, co bardzo psuje własności szyb i dyskwalifikuje je. Zjawisko to może wystąpić odrazu przy produkcji, lub dopiero podczas użytkowania bądź też przechowywania szyb.

c) Nowszy sposób klejenia szyb polega na zastosowaniu jako warstwy klejącej sztucznych żywic, bądź w postaci arkuszy, bądź też w postaci roztworu. Używane do tego celu żywice to: uplastyczniona żywica akrylowa znana pod nazwą „Plexigum“, lub także uplastycznione żywice winylowe. Te ostatnie są o wiele mniej kruche w niskich temperaturach, niż pochodne celulozy i nawet żywice akrylowe.

Jeśli do klejenia szyb sztucznymi żywicami używamy arkuszy, klejenie polega na uprzednim powleczeniu szyb specjalnym klejem i złożeniu ich wraz z arkuszem żywicy, a następnie na prasowaniu pomiędzy ogrzanymi walcami celem sklejenia, a także usunięcia baniek powietrza. Ważna tu jest równomierność ściskania szyb.

Drugi sposób klejenia szyb sztucznymi żywicami polega na utworzeniu z nich na szybie równomiernej powłoki, którą otrzymuje się najlepiej przez natryśnięcie roztworu żywicy. Wysuszoną powłokę zwilża się rozpuszczalnikiem i skleja razem szyby przy użyciu ogrzewanych walców.

Szyby bezpieczne są płaskie, choć istnieje możność otrzymania szyb bezpiecznych wygiętych. Jest to jednak połączone z bardzo wielkimi trudnościami i kosztami.

2) Dalsze zastosowanie sztucznych plastyków, jako klejów w lotnictwie to kleje do drewna stosowane: do wyrobu sklejek lotniczych, do ulepszenia drewna i do klejenia części drewnianych w konstrukcjach lotniczych.

Rozróżniamy dwa rodzaje klejenia przy pomocy sztucznych plastyków: a) klejenie filmami i b) klejenie ciekłymi klejami.

a) Klejenie filmami polega na sklejaniu arkuszy drzewa o grubości od 0,1 mm przy pomocy cienkich błon klejących przy użyciu odpowiedniego ciśnienia i temperatury. Głównie używane błony klejące to t. zw. „Tego-filmy“, opatentowane przez fabrykę niemiecką Goldschmidt. Są to arkusze specjalnego papieru o grubości ok. 0,07 mm, nasycone rozpuszczoną żywicą bakelitową, znajdującą się w stanie rozpuszczalnym t. j. w stanie początkowej konden-

Tablica VII.

Materiał	Ciężar właściwy	Wytrzymałość na rozciąganie R_r kg cm²	Wytrzymałość na ściskanie R_c kg cm²	Moduł elastyczności E kg cm²	Wytrzymałość na ścinanie kg cm²	$\frac{R_r}{\text{c. wł.}}$	$\frac{R_c}{\text{c. wł.}}$	$\frac{E}{\text{c. wł.}}$
Stal wysokowartościowa	7 9	14000	—	2.100.000	—	1761	—	$0,266.10^6$
Spruce	0.45	680	340	100.000	55	1505	758	$0.235\ 10^6$
Dural	2 85	3900	3900	750.000	2470	1359	1359	$0,25.10^6$
Sznur - Aerolite	1,34	1800	1750	140.000	400	1342	1295	$0.104.10^6$

Tablica VIII.

Dane wytrzymałościowe drzewa „Jic"	
Moduł elastyczności — kg/cm²	1,28
Wytrzymałość na ścinanie — kg/cm²	1930
Wytrzymałość na ściskanie — kg/cm²	1220
Wytrzymałość na rozciąganie — kg/cm²	350
Ciężar właściwy	316000

sacji. Przez zastosowanie temperatury 130 — 140°C żywica podlega utwardzaniu i przechodzi w stan nierozpuszczalny. Klejenie filmami jest pracą bardzo czystą, lecz wymaga specjalnych urządzeń (pras). Ważną rzeczą jest przestrzeganie określonej wilgotności klejonych arkuszy drzewa. Zawartość wilgoci musi być o kilka % wyższa, niż przy klejeniu klejami kazeinowymi (przy t. zw. klejeniu na mokro), gdyż przy klejeniu filmami nie tylko nie wprowadza się wody, lecz naodwrót przez zastosowanie wysokiej temperatury następuje suszenie drzewa.

Zawartość wody w fornirach zewnętrznych musi być wyższa niż w środkowych, należy więc je dodatkowo zwilżać. Czas klejenia i ciśnienia (15 — 30 kg/cm²) zależą od grubości sklejki. Przy sklejaniu kilku arkuszy drzewa otrzymuje się sklejkę lotniczą o żądanej grubości. Przez sklejenie kilkudziesięciu arkuszy można otrzymać t. zw. ulepszone drzewo, które w porównaniu ze zwykłym (nieulepszonym) wykazuje zwiększenie ciężaru dochodzące do 50%, poza tym zwiększenie własności wytrzymałościowych, a także uzyskuje większą jednorodność struktury, odporność na wilgoć i stałość kształtu.

Oprócz filmów fenolo-formaldehydowych są znane do klejenia drzewa filmy klejące acetocelulozowe. Są to filmy bez podłoża, które przy użyciu wysokiej temperatury ulegają stopieniu między arkuszami drzewa i następnie po skrzepnięciu sklejają je. Jednakże koszty tego rodzaju klejenia są bardzo wysokie tak, że praktycznie ma ono niewielkie znaczenie.

b) Na klejeniu cienkich elementów drzewa ciekłymi klejami ze sztucznych żywic polega drugi sposób ulepszania drzewa. Należy tu zaznaczyć, że sposób ulepszania drzewa przez nasycanie całych kawałków drzewa okazał się niedobry.

Jako kleje ciekłe wchodzą w grę kleje bakelitowe i znajdujący coraz większe zastosowanie klej mocznikowo - formaldehydowy t. zw. kaurit, klej wyprodukowany przez I. G. Farbenindustrie. Klejenie ciekłymi klejami bakelitowymi polega na nasycaniu arkuszy drzewa tymi klejami i prasowaniu ich w prasach przy temperaturze 130 — 140°C i odpowiednim ciśnieniu. Sposób ten jest gorszy od klejenia filmowego, gdyż znacznie zwiększa ciężar właściwy drzewa i psuje jego zdolności klejenia.

Klej kauritowy można stosować do klejenia na zimno i do klejenia na gorąco, lecz zawsze łącznie ze specjalnym utrwalaczem. W pierwszym wypadku (klejenie na zimno) używa się go bez zmieszania z utrwalaczem, nakładając na jedną powierzchnię klejoną utrwalacz na drugą zaś klej; w wypadku klejenia na gorąco miesza się klej z utrwalaczem i klei się na gorąco w prasach. Istnieje kilka sposobów postępowania przy klejeniu kauritem n. p. klejenie szybkie i klejenie wolniejsze (w każdym wypadku używa się innego utrwalacza).

Nakładanie kleju kauritowego musi być bardzo równomierne i najlepiej powinno się odbywać przy pomocy specjalnych urządzeń (walców) w ilości 120 — 150 g/m². Klej kauritowy jest zdatny do użytku w przeciągu trzech miesięcy.

Twardnienie kauritu polega na t. zw. utwardzaniu jak klejów bakelitowych. Klej ten w chwili użycia jest w postaci początkowej kondensacji i dopiero przy klejeniu kondensacja zachodzi do końca i klej twardnieje. Rolę takiego przyśpieszacza (katalizatora) twardnienia odgrywają utrwalacze (nie temperatura, jak przy bakelitach).

Poza produkcją sklejek lotniczych i otrzymywaniem ulepszonego drzewa klej kauritowy jest używany do sklejania rozmaitych części konstrukcyj drewnianych i w Niemczech wypiera stosowany dotąd klej kazeinowy. W porównaniu z klejem kazeinowym posiada on następujące zalety:

1) drzewo nie musi być przed klejeniem specjalnie suszone, gdyż przy klejeniu wprowadza się bardzo niewiele wody (ok. ⅓ — ¼ tego co przy klejeniu kazeinowym),

2) klejenie jest wodoodporne, odporne na wpływy atmosferyczne, na pleśnie i rozmaite grzybki niszczące drzewo,

3) kaurit nadaje się do szybkiego klejenia i daje możność obróbki części klejonych już po upływie 24 godz., co jest niemożliwe przy klejach kazeinowych,

4) klej kauritowy jest przygotowany już w postaci ciekłej, gotowej odrazu do użycia, podczas gdy kazeinowy trzeba każdorazowo przyrządzać.

III. Szkła organiczne.

Sztuczne plastyki znalazły w lotnictwie dość znaczne zastosowanie do wyrobu t. zw. szkieł organicznych t. j. przezroczystych płyt o grubości 0,5 do 5,0 mm, zastępujących szkło i służących do wyrobu szyb w kabinach, tarcz wiatrochronnych, szkieł

Tablica IX.

Materiał	Ciężar właściwy	Przepuszczalność światła—%	Współczynnik załamania	Absorbcja wody po 24 godz.—%	Udarność cm kg/cm²	Moduł elastyczności kg/cm²
Acetoceluloza	1,27 — 1,30	~ 86	1.48 — 1,51	3.0	100 — 200	9500
Nitroceluloza	1,32 — 1,44	~ 84	1.46 — 1,50	1.2	100 — 200	21000
Żywica metakrylowa	1,18 — 1,19	~ 95	1,49 — 1,50	0,17	20 — 30	30000
Żywica winylowa	1,34 — 1,38	~ 90	1,53	—	—	32000
Żywica mocznikowa	1,48 — 1,50	—	1.54	0.1 — 0,2	5	50000—100000

w okularach lotniczych oraz tarcz przezroczystych w przyrządach pokładowych.

Dwie zasadnicze własności, które wpłynęły na zastosowanie sztucznych plastyków jako materiałów zastępujących szkło w lotnictwie to: niski ciężar właściwy (połowa ciężaru właściwego szkła) oraz duża giętkość i możność nadawania im żądanych, krzywych powierzchni. Nie dorównują one jednak pod względem twardości i ceny szkłu zwyczajnemu. Z powodu dość niskiej twardości szkła organiczne dość łatwo rysują się pod wpływem n. p. piasku, kurzu lub metalowych przedmiotów, co wpływa znacznie na pogorszenie przezroczystości, a tym samym widoczności. Dlatego też wszędzie tam, gdzie jest wymagana bezwzględnie dobra widoczność, a więc np.: szyba przed pilotem, zagranicą stosują szyby ze szkła klejonego, o których już wyżej była mowa.

Przezroczyste sztuczne plastyki, które mogą wchodzić w grę jeśli chodzi o zastosowanie w lotnictwie są to: 1) pochodne celulozy (aceto- i nitroceluloza), 2) żywice akrylowe i metakrylowe, 3) żywice styrolowe, 4) żywice winylowe i 5) żywice mocznikowo - formaldehydowe.

Najważniejsze wymagania, jakie są stawiane tym materiałom, jako zastępującym szkło są następujące: duża przepuszczalność światła, brak niedokładności struktury i powierzchni (brak pęcherzy, nierówności, falistości i t. d.), zmniejszających widoczność lub zniekształcających kontury oglądanych przedmiotów, odporność na ścieranie i zadrapanie, elastyczność, odporność na uderzenie w niskich i wysokich temperaturach, odporność na wpływy atmosferyczne, wodę, oleje i paliwa lotnicze, stałość wymiarów, moc mechaniczna i niepalność.

Jak dotąd nie ma jeszcze takiego sztucznego materiału elastycznego, któryby te wszystkie wymagania całkowicie spełniał. Najlepsze własności posiadają szkła organiczne acetocelulozowe znane pod nazwami Supglass, Rhodoid, Fibestos, Lumarit, Plastacelle i inne, oraz żywice akrylowe i metakrylowe, znane pod nazwami np.: Plexiglas (niemiecki), Perspex (angielski). Wyższość wymienionych szkieł organicznych nad innymi wykazały rozmaite badania, między innymi ostatnio przeprowadzone, bo w październiku 1937 roku, badania Bureau of Standards*). Według tych badań szyby acetocelulozowe pasiadają wyśmienitą wytrzymałość na uderzenie, pękanie i bardzo dużą elastyczność, są dosyć odporne na wpływy atmosferyczne, lecz wykazują bardzo niską twardość, a tym samym małą odporność na zadrapanie i rysowanie, poza tym dużą niejednorodność pomiędzy produktami z różnych fabryk, a także nawet pomiędzy produktami od tego samego fabrykanta.

Szyby z żywic akrylowych i metakrylowych są bardziej przezroczyste, bardziej odporne na światło i wpływy atmosferyczne i zadrapanie od szyb acetocelulozowych, lecz są mniej elastyczne, mniej odporne na uderzenie zwłaszcza w niskich temperaturach. Wady produkcji jak: nierównomierność prasowania i niejednakowy stopień polimeryzacji odbijają się bardzo na własnościach i jednorodności tych szyb.

Inne sztuczne przezroczyste plastyki a mianowicie: z nitrocelulozy, etylocelulozy, z żywic winylowych są znacznie mniej odporne na wpływy atmosferyczne. Już po upływie trzech miesięcy jak wykazały badania Bureau of Standards, ulegają one zepsuciu, podczas gdy poprzednie, zależnie od produktu, ulegają zepsuciu dopiero po 6—12 miesięcy.

Szkła z żywic styrolowych, gliceroftalowych, fenolo-formaldehydowych są mało odporne na działanie promieni słonecznych i ulegają bardzo silnym zabarwieniom. Badania amerykańskie nie wspominają o szybach z żywic mocznikowo - formaldehydowych (mocznikowych), choć takie mogą być otrzymane z dużym stopniem przezroczystości i różnym stopniem zahartowania. W tablicy IX są zestawione niektóre własności ważniejszych szkieł organicznych, w tablicy X zaś własności szkła „Plexiglas" w porównaniu ze szkłem zwykłym.

Formowanie szyb z arkuszy szkieł organicznych wymaga dość dużo pracy ręcznej. Niema tu mowy o produkcji masowej; każdy przedmiot musi być sprawdzony, szczegółowo oglądany, czy nie wykazuje jakichkolwiek braków.

Obróbka, a właściwie formowanie polega na zmiękczeniu szyb tj. doprowadzeniu ich do stanu plastyczności przez umieszczenie ich w ogrzanych komorach; następnie kraje się arkusze w odpowiednie kształty, wkłada do form, wyrabianych zazwyczaj z drzewa (negatyw i pozytyw) ściska się i powoli ochładza do pokojowej temperatury. Przy szybkim chłodzeniu otrzymuje się w materiale wewnętrzne naprężenia, które po tym mogą powodować pękanie szyb. Dlatego też każdy wykończony przedmiot powinien być poddany badaniom czy nie ma w nim tych naprężeń. Angielska fabryka Plastimule Products Ltd skonstruowała nawet do tego celu specjalny aparat.

IV. Powłoki ochronne.

Sztuczne plastyki mają lub mogą mieć zastosowanie do wytwarzania powłok ochronnych na rozmaitych częściach samolotu w charakterze 1) części składowej lakieru bądź też 2) powłoki ochronnej, uzyskanej przez nakładanie plastyków w postaci stałej lub półplastycznej na drzewo lub inne materiały.

Jako część składowa lakierów sztuczne materiały plastyczne są używane głównie: a) do wyrobu cellonów tj. lakierów do krycia płótna; tutaj w grę wchodzą głównie aceto- i nitroceluloza,b) do wyrobu lakierów ochronnych do drzewa i metalu; tu używa się głównie nitrocelulozę i sztuczne żywice najczęściej glicerowe lub alkydowe znane pod nazwami handlowymi: rezyle, alkydale, glyptale, oraz żywice fenoloaldehydowe jak: albertole, bekosole, bekacity i inne. Sztuczne żywice mogą tylko odgrywać rolę żywicy, lub także i środka uplastyczniającego, c) do wyrobu lakierów izolacyjnych tj. służących do lakierowania

Tablica X.

	Ciężar właściwy	Przepuszczalność światła - %	Wytrzymałość na rozciąganie — kg cm²	Wytrzymałość na ściskanie — kg/cm²	Twardość (Mohs'a)
Szkło zwykłe .	2,5	90 95	4 — 8	60—120	6
Plexiglas . . .	1,18	~ 95	750	~ 1000	2—3

*) Patrz „Badanie przezroczystych materiałów w Ameryce", Technika Lotnicza Nr 8 (1938 r.), str. 252, 253.

kabli elektrycznych i do różnych specjalnych lakierów jak np. do lakierów do pływaków korkowych.

Jeśli chodzi o otrzymanie powłok ochronnych przez zastosowanie sztucznych plastyków w postaci stałej lub półplastycznej, to należy tu wymienić: 1) pokrycia śmigieł, 2) pokrycia skrzydeł i 3) pokrycia kabli elektrycznych. Sposób wytwarzania powłoki ochronnej na śmigłach drewnianych lub z innego porowatego materiału jest opatentowany w Niemczech (patent Schwarza) i polega na pokryciu śmigła powłoką półplastycznego materiału (celuloidu, cellonu lub innego) przez owinięcie łopatki śmigła paskami plastyku rozmiękczonego, lub przez natrysk roztworu plastyku, oraz na poddaniu śmigła ciśnieniu, które wciska masę w materiał śmigła i tworzy na nim ochronną warstwę. Celem wzmocnienia śmigło pokrywa się warstwą tkaniny lub siatki drucianej, przez które to materiały przenika masa plastyczna pod ciśnieniem ok. 7 atm.

Pokrywanie skrzydeł drewnianych sztucznymi plastykami nie jest jeszcze dotąd stosowane, lecz badania są nad tym przeprowadzane. Jedną z metod takiego pokrycia mogłoby być pokrywanie drzewa przez sprasowanie go ze sztuczną żywicą np. z jakąś mieszanką fenolo-formaldehydową, którą użyje się w postaci płyty. Oczywiście wspomniany sposób byłby dość trudny i kosztowny. Metoda ta mogłaby może znaleźć zastosowanie do pokrywania choć niektórych elementów konstrukcji zwłaszcza tam, gdzie chodziłoby o dużą gładkość, twardość i odporność na wpływy atmosferyczne.

Pokrywanie kabli elektrycznych przy pomocy taśm i folii ze sztucznych żywic znane jest zagranicą już od kilku lat; w Niemczech n. p. wyprodukowano materiał zwany Vinifol dostarczany w postaci taśm o szerokości 50 cm i długości do 600 m. Grubość folii wynosi 0,02, 0,03 i 0,04 mm. Poza dobrymi własnościami izolacyjnymi Vinifol jest niepalny, odporny na wilgoć, czynniki chemiczne i temperaturę.

V. Akcesoria elektryczne.

Ze względu na dobre własności izolacyjne sztuczne masy plastyczne mają spore zastosowanie, jako materiały pomocnicze w samolotowych urządzeniach elektrycznych, a więc: jako izolatory, taśmy izolacyjne, wyżej wspomniane pokrycia kabli, złącza przewodników, kontakty, wyłączniki, przełączniki, tablice rozdzielcze i przyrządy elektryczne.

VI. Inne zastosowania.

Z innych zasosowań sztucznych plastyków w lotnictwie można wymienić następujące:

1) Tablice rozdzielcze przyrządów pokładowych;

2) Rolki prowadzące linki stalowe;

3) Łożyska i koła zębate w urządzeniach cichobieżnych;

4) Uszczelki, opony i przewody ze sztucznego kauczuku lub z innej sztucznej masy plastycznej;

5) Klamki, gałki, krany;

6) Futerały i pudełka do przyrządów pokładowych;

7) Ozdoby w kabinach samolotów pasażerskich.

Większość wymienionych przedmiotów czy urządzeń jest zazwyczaj zrobiona z żywic termoutwardzanych, głównie fenolo-formaldehydowych (z bakelitów).

Tak więc przedstawia się ogólnie ujęty całokształt zagadnienia sztucznych materiałów plastycznych w związku z ich zastosowaniem w lotnictwie.

Jak przedstawia się obecnie sprawa sztucznych plastyków w Polsce? Oczywiście u nas stosowanie sztucznych materiałów plastycznych w lotnicwie nie jest tak rozpowszechnione, jak zagranicą, są one jednak coraz więcej uwzględniane przy budowie płatowców. Ważniejsze zastosowania sztucznych mas plastycznych w polskim przemyśle lotniczym są następujące:

1) Produkcja sklejek lotniczych opiera się w Polsce od dawna na klejeniu filmami ze sztucznych żywic (z bakelitów);

2) Fabryki szkieł bezpiecznych używają do klejenia błon acetocelulozowych (cellon);

Dawniej używano arkuszy z nitrocelulozy (celuloid).

3) Do szklenia samolotów, a także do okularów ochronnych lotniczych używa się szkło organiczne „Plexiglas". Dawniej używano szyby nitrocelulozowe;

4) Przemysł lakierniczy posługuje się przy produkcji lakierów pochodnymi celulozy jak: nitroceluloza, acetoceluloza i sztucznymi żywicami;

5) Do wyrobu akcesoriów elektrycznych lotniczych używa się sztucznych plastyków w postaci prasowanej i uwarstwionej;

6) Przewody do smarów i paliw, jak też i uszczelki robi się z tiokolu. Części składowe przewodów Vipera są też ze sztucznych plastyków (tomofan).

Kwestia produkcji sztucznych mas plastycznych nie jest jeszcze w Polsce bardzo szeroko rozwinięta. Produkuje się u nas głównie nitrocelulozę w różnych gatunkach (np. celuloid), viskozę (tomofan), żywice fenolo-aldehydowe (bakelity) oraz galalit. Poza tym jest opracowana metoda otrzymywania sztucznego kauczuku ze spirytusu, a także niezadługo będzie się w Polsce robiło filmy bakelitowe do sklejek lotniczych.

Co się tyczy możliwości produkcji innych sztucznych żywic w Polsce, to oczywiście możliwości takie istnieją, lecz wymagają dokładnego zapoznania się z tymi żywicami a także przeprowadzenia wielu długich i kosztownych badań.

Jeśli chodzi o surowce potrzebne do otrzymania większości sztucznych żywic, to je posiadamy, gdyż jak to widać z tablic II i III są to w większości wypadków takie związki, których wszędzie jest pod dostatkiem, chodzi tylko o to, aby je przerobić.

Literatura

1) Kunststoffe, rocznik 1937 oraz Nr 10, 1938 r.
2) Journal of the Aeronautical Sciences, Volume 4, Number 1, 1936 r.
3) Untersuchungen über die günstigsten Bedingungen bei Leimverbindungen, Dr. Ing. E. Mörath VDI, Dipl. Ing. Mertz VDI, Mitteilungen Nr 14, 1936.
4) Holzvergütung durch Kunstharzleimung, Dr. Ing. Brenner VDI, Dr. Ing. Kreamer VDI.
5) The Aeroplane, 3.II.1937 r., str. 145 i 195, 6.X.1937 r., str. 431 i 15.XII.1937 r., str. 749.
6) Luftfahrtforschung, Nr 2, 1938.
7) Aeroequipement Review, I. 1937, str. 7.
8) U. S. Departament of Commerce National Bureau of Standards, Gordon Kline 1936 oraz M. Axilrod i M. Kline, X.1937.
9) Plastische Massen, rocznik 1937 oraz Nr 4, 1938 r., str. 113.
10) Revue Génerale des Matières Plastiques, 1937, Nr 11, str. 318 i 353.
11) Plastics, 1937, Nr 3, str. 108, 1938, Nr 9, str. 42 oraz Nr z października, str. 166.
12) Modern Plastics, 1936, Nr 5, str. 17—55.
13) British Plastics, VII.1937, str. 55.
14) The Iron Age, 28.X.1937.

Synthetic Plastics and Their Use in Aviation

Summary

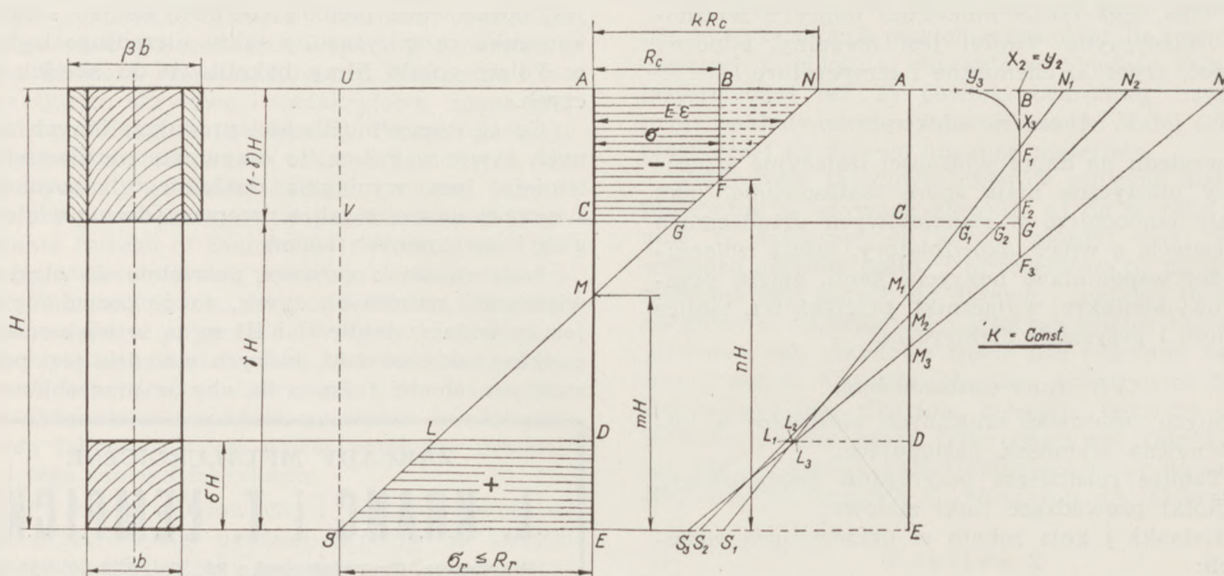
Synthetic plastics find an increasing application in the aircraft industry. They can be divided as follows: 1) synthetic resins, 2) cellulose derivatives and 3) protein resins. As regards their behaviour in high temperatures they can be of the thermoplastic or the thermosetting variety. Many important qualities enable their application in aircraft structures and the principal possibilities for this exist in the following fields: 1) structural parts (spars, ribs, propellers), 2) glues and impregnating materials, 3) protective coats, 4) organic glasses, 5) electrical accessories and 6) other uses (fuel and oil lines, instrument boxes, etc.). The paper ends with a review of the application of synthetic resins in the Polish aviation and their production in this country.

Obliczanie przekrojów dźwigarów skrzynkowych z sosny

Dr inż. Jarosław Naleszkiewicz

1. Założenia teoretyczne

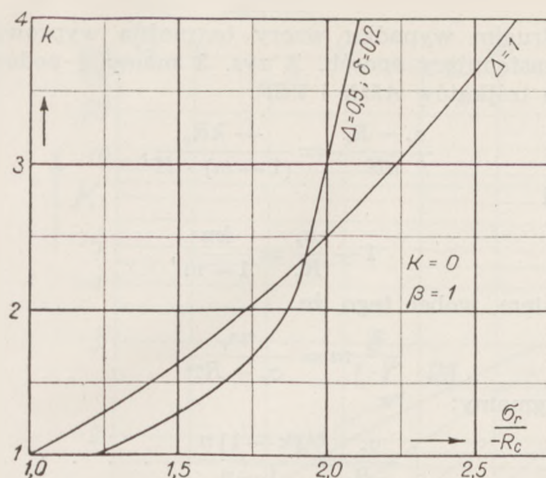
Od czasu wydania pierwszej mojej pracy [1] *) z dziedziny wytrzymałości dźwigarów sosnowych, teoria trapezowa uległa dalszemu ważnemu uzupełnieniu. Pierwsze sformułowanie tej teorii polegało wyłącznie na założeniu, że jeśli ściskać drewno po osiągnięciu granicy proporcjonalności na ściskanie, czyli po dojściu do naprężeń krytycznych R_c, to drewno odkształca się dalej przy stałych naprężeniach, przez co otrzymujemy trapezowy wykres naprężeń przy zginaniu. Jeżeli będziemy zwiększali wciąż obciążenia zewnętrzne złożone z momentu gnącego i siły osiowej, to punkt załamania F wykresu naprężeń (rys. 1a) będzie się przesuwał w stronę skrajnych włókien rozciąganych [1]), które odtąd będę oznaczał dla krótkości jako włókna dolne, wobec normalizacji położenia wykresu naprężeń na wszystkich rysunkach. Zachowując to samo znakowanie, co w pierwszej pracy [1], mogę powiedzieć, że wysokość względna n punktu załamania F maleje ze wzrostem obciążenia zewnętrznego, jeżeli oczywiście naprężenie będzie rosło zachowując stałą wartość charakterystyki $K = \frac{PH}{M}$, co przeważnie ma miejsce w pracy dźwigarów płatowca, gdzie P jest siłą osiową (ściskającą jeśli $P < 0$, a rozciągającą jeśli $P > 0$), H jest wyso-



Rys. 1a

*) Liczby w nawiasach kwadratowych, odnoszą się do odpowiednich pozycyj spisu literatury w końcu artykułu.

1) Pod mianem skrajnych włókien rozciąganych będę stale rozumiał te skrajne włókna, które pod wpływem samego momentu gnącego (bez udziału siły osiowej) byłyby skrajnymi włóknami rozciąganymi. Zastrzeżenie to jest konieczne, gdyż przy dużych siłach osiowych ściskających znak naprężeń wypadkowych w tych włóknach może ulec zmianie.



Rys. 1 b

kością dźwigara, zaś M — momentem gnącym. Powiększając wciąż obciążenie zewnętrzne, dochodzimy do chwili, gdy więź międzywłóknowa, na skutek wzrostu wysokości fal wyboczenia włókien ulega częściowemu zniszczeniu, umożliwiając zwiększenie się długości tych fal, przez co zmniejsza naprężenie w skrajnych włóknach ściskanych; obciążenie zewnętrzne zaczyna od tej chwili maleć, z powodu zmniejszenia naprężeń, o pole, schematycznie przedstawione na rys. 1a jako trójkąt X_3BY_3.

Otóż w pierwszej mojej pracy nie wprowadziłem żadnego kryterium na początek tego procesu załamywania się wykresu naprężeń, a usiłowałam wprowadzić czysto empiryczną zmienność największego naprężenia rozrywającego $R_r = f(K, \Delta, n)$ przy czym krzywe otrzymane na rys. 90 i 100 tej pracy [1] dla $\delta = \delta_{opt}$ były za mało ogólne. W ostatnich czasach jednak J. H. Payne [2] sformułował nową hipotezę, uzupełniającą pierwotną teorię trapezową, nazywając ją hipotezą *największych odkształceń przy ściskaniu.* Jeżeli dołączymy do wykresu naprężeń jeszcze i wykres odkształceń jednostkowych (rys. 1) i to w takiej skali, aby pokrywał się częściowo z prostą SF, to w tej części, gdzie mamy $\sigma = R_c =$ const., wykres ten odłączy się od wykresu naprężeń i przebiegając dalej w górę po tej samej prostej przetnie się z poziomą skrajnego włókna ściskanego w punkcie N_1. Przy wzroście obciążenia, w chwili osiągnięcia krytycznego odkształcenia, punkt N_1 przybiera nowe położenie N_2. Otóż Payne zakłada, że odcinek AN_2 jest dla danego materiału stałą wielokrotnością naprężenia krytycznego R_c, tak iż jego hipoteza daje się wyrazić równaniem

$$\frac{\overline{AN_2}}{R_c} = k = \text{const.}$$

przy czym k musi być uważane za stałą materiałową. Po przestudiowaniu danych z notatek, odnoszących się do pomiarów, opisanych w mojej pierwszej pracy [1] obliczyłem wartości k dla wszystkich próbek wówczas zbadanych. Wyniki zebrałem w tablicy 1.

Tablica 1.

Próbki pełne $K = 0$; $\Delta = 1$; $\beta = 1$	L. p.	$\frac{\sigma_r}{-R_c}$	k
Próbki jednolite (nie klejone)	3a	0.479	2,68
	1	0,406	3,55
	2	0,491	2,57
	3	0,497	2.52
	4	0,532	2,26
	5	0 456	2,30
	6	0.333	4,60
	7	0,560	2,09
	średnio:	0,4629	2,84
Próbki klejone, słoje *równoległe* do płaszczyzny gięcia	8	0,502	2,48
	9	0,654	1,70
	10	0,384	3,90
	12	0,573	2,02
	13	0,460	2,86
	14	0,477	2,69
	15	0,619	1,80
	16	0,480	2,67
	18	0,518	2,46
	19	0,438	3,11
	20	0,387	4,85
	21	0,445	3,02
	średnio:	0,4845	2,63
Próbki klejone, słoje *prostopadłe* do płaszczyzny gięcia	11	0,668	1,62
	17	0,564	2,07
	22	0,654	1,67
	23	0,533	2 25
	24	0,585	1,96
	średnio:	0,6016	1 89
	średnia ogólna:	0,4986	2,51

Próbki skrzynkowe $K = 0$; $\Delta = 0{,}5$; $\beta = 1$; $\delta = 0{,}2$	L. p.	$\frac{\sigma_r}{-R_c}$	k
Sosna, słoje pasów *prostopadłe* do płaszczyzny gięcia	2	0,508	2 70
	3	0.522	2,24
	4	0,512	2 59
	5	0,522	2,24
	6	0,508	2 70
	8	0,544	1,91
	10	0,502	2,91
	11	0,549	1 85
	12	0,515	2,48
	15	0,485	3 56
	średnio:	0,512	2 60
Sosna, słoje pasów *równoległe* do płaszczyzny gięcia	7	0,598	1,54
	9	0,523	2 20
	13	0,504	2 86
	14	0.511	2,60
	średnio:	0.536	1 97
Spruce, słoje pasów *równoległe* do płaszcz. gięcia	1s	0,524	2,19
	2s	0 496	3.13
	3s	0.524	2 19
	średnio spruce:	0,515	2,48
	średnio sosna:	0 519	2,36
	średnia ogólna	0.519	2,36

Jak wynika z tych danych możemy do rachunku przyjąć wartość średnią ze wszystkich próbek sosnowych, równą

$$k = 2{,}5;$$

Wartość ta różni się od podanej przez Payne'a dla spruce'u ($k = 3{,}6$). Jednak inne stałe materiałowe różnią się również w znacznym stopniu od otrzymanych przeze mnie, tak iż doszedłem do wniosku, że Payne miał do czynienia z zupełnie innego gatunku drewnem. Drugą stałą materiałową niemianowaną, warunkującą charakterystyki dźwigarów jest stosunek wytrzymałości na rozciąganie do wytrzymałości na ściskanie, który na podstawie tych samych pomiarów przyjmę:

$$\frac{R_r}{R_c} = -2$$

Jeżeli ten sam dźwigar będziemy obciążać do złamania w rozmaity sposób, tj. przy różnych wartościach K, to jego wykresy „krytyczne" przy których on ulegnie zniszczeniu utworzą dwie wyraźne grupy: a) jedna grupa obejmuje te wykresy naprężeń, których proste pochyłe SF schodzą się na skrajnym dol-

Rys. 2 a i b.

nym włóknie w punkcie $\sigma_r = R_r$; b) druga grupa tych wykresów składa się z takich, w których przedłużenia prostych SF do wysokości skrajnego włókna ściskanego przecinają się wszystkie w punkcie N, odpowiadającym wartości naprężenia kR_c (rys. 2).

Obie grupy wykresów obciążeń łamiących różnią się między sobą zasadniczo pod względem znaczenia fizykalnego. Pierwszej grupie (rys. 2a) odpowiada złamanie spowodowane zerwaniem skrajnych włókien rozrywanych. Drugiej grupie (rys. 2b) odpowiada złamanie spowodowane spadkiem momentu gnącego na skutek spadku naprężeń ściskających w okolicy skrajnych włókien ściskanych, zgodnie z hipotezą największego odkształcenia przy ściskaniu.

2. Równania

Przyjmuję oznaczenia z mojej pierwszej pracy [1], pragnąłbym jednak obecnie silniej podkreślić zasadniczą różnicę, jaka występuje przy obliczeniu naprężeń w skrajnych włóknach σ_r i przy wzroście obciążenia z zachowaniem stałego K, a między wytrzymałością na ściskanie R_c i rozciąganie R_r drewna.

Rys. 3.

Złamanie następuje dopiero wówczas, 1) albo gdy σ_r osiągnie wartość R_r, 2) albo też gdy $\overline{AN}$ osiągnie wartość kR_c, tj. gdy punkt przecięcia prostej pochyłej wykresu naprężeń przetnie linię skrajnego włókna górnego w odległości równej kR_c; zależnie od tego, które zjawisko nastąpi wcześniej.

W pierwszym wypadku obowiązują wzory z rozdziału D (str. 68—122) mojej pierwszej pracy [1], w drugim wypadku wzory te można wyprowadzić w następujący sposób. Z rys. 3 mamy z podobieństwa trójkątów AMN i VSF:

$$\frac{\sigma_r - R_c}{nH} = \frac{-kR_c}{(1-m)\cdot H},$$

czyli

$$1 - \frac{\sigma_r}{R_c} = \frac{kn}{1-m},$$

a zatem, wobec tego, że

$$m = \frac{n\sigma_r}{\sigma_r - R_c},$$

otrzymamy:

$$\frac{\sigma_r}{-R_c} = \frac{(k-1)\,n}{1-n} \quad \ldots\ldots \quad (1)$$

Zależność tę przedstawia wykres (rys. 4) dla wartości $k = 2,5$ i $\frac{\sigma_r}{-R_c} \leqslant 2$.

Rys. 4.

Przypomnę tu jeszcze zasadnicze wzory: moment gnący w dźwigarze, w którego włóknach skrajnych działają naprężenia, po stronie ściskanej R_c, a po stronie rozciąganej $\sigma_r \leqslant R_r$ wyrazi się równaniem

$$M = \Phi \cdot b \cdot H^2 \cdot (\sigma_r - R_c) \quad \ldots \quad (2)$$

Siła osiowa zaś przez

$$P = [a(\sigma_r - R_c) + \Delta\sigma_r] \cdot b \cdot H, \quad \ldots \quad (3)$$

gdzie $\Delta = (1-\gamma)\beta + \delta$ jest bezwymiarowym polem przekroju dźwigara. Wielkości Φ i a wyrażą się wzorami

$$-a = \frac{1}{2n}\{(n-\gamma)^2\beta - \delta^2 - 2n(1-\gamma)\beta\}, \quad . \quad (4)$$

$$\text{dla} \quad 1 \geqslant n \geqslant \gamma,$$

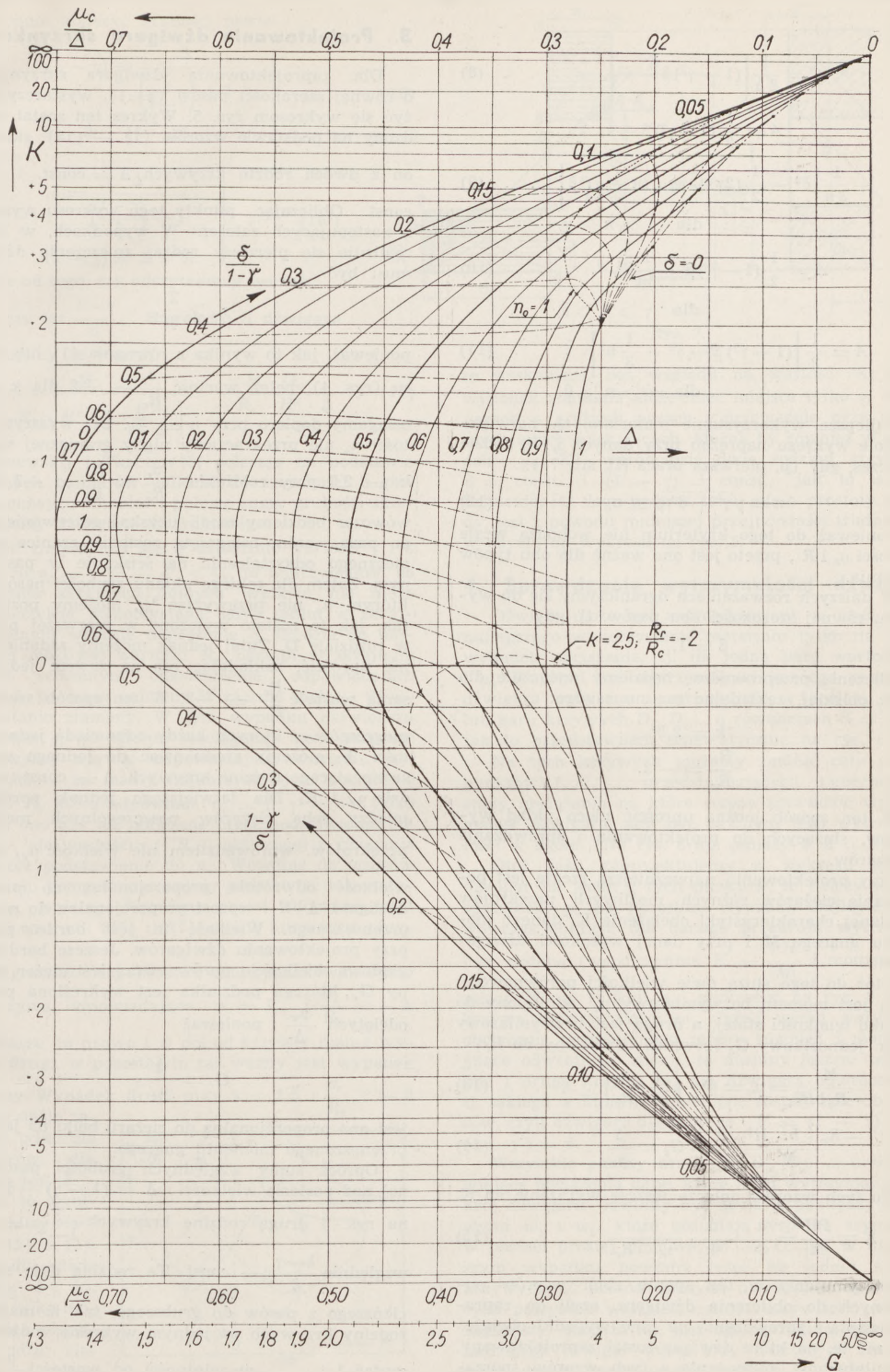
$$-a = \frac{\delta^2}{2n} + (1-\gamma)\beta, \quad \ldots \quad (5)$$

$$\text{dla} \quad \gamma \geqslant n \geqslant \delta;$$

$$-a = \Delta - \frac{1}{2}n, \quad \ldots\ldots \quad (6)$$

$$\text{dla} \quad \delta \geqslant n \geqslant 0;$$

$$\Phi = A + Ca, \quad \ldots \quad (7)$$



$\frac{\mu_c}{\Delta}$
K
$\frac{\delta}{1-\gamma}$
$\delta = 0$
$n_o = 1$
Δ
$K = 2,5;\ \frac{R_r}{R_c} = -2$
$\frac{1-\gamma}{\delta}$
G

Rys. 5.

gdzie:

$$C = \frac{1}{2\Delta}\left[(1-\gamma^2)\beta + \delta^2\right], \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

$$A = \frac{1}{2}(1-\gamma^2)\beta +$$

$$+ \frac{1}{3n}\left[\delta^3 - \frac{1}{2}(2\gamma + n)\cdot(n-\gamma)^2\beta\right] \quad . \quad . \quad (9)$$

dla $1 > n > \gamma$,

$$A = \frac{1}{2}(1-\gamma^2)\beta + \frac{1}{3n}\delta^3, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

dla $\gamma > n > \delta$,

$$A = \frac{1}{2}\left[(1-\gamma^2)\beta + \delta^2 - \frac{1}{3}n^2\right] \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

dla $\delta > n > 0$.

Najlepsze wykorzystanie materiału, tj. największe pole wykresu naprężeń przy danych σ_r i R_c będzie wówczas, gdy (p. pierwsza praca [1], str. 73):

$$n = \sqrt{\gamma^2 + \delta^2/\beta} = n_0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

Ponieważ do tego kryterium nie wchodzą wcale wartości σ_r i R, przeto jest ono ważne dla obu typów złamania.

W dalszych rozważaniach ograniczymy się do wypadku równej szerokości obu pasów, tj. gdy

$$\beta = 1,$$

a obliczenia przeprowadzać będziemy wyłącznie dla sosny polskiej, zakładając raz na zawsze:

$$k = 2{,}5;$$

$$\frac{R_r}{R_c} = -2.$$

W ten sposób można uprościć nieco układ wykresów, służących do projektowania i sprawdzania dźwigarów.

Przy projektowaniu najważniejszą rzeczą jest porównanie ciężarów różnych możliwych przekrojów dla danej charakterystyki obciążenia K, danego momentu gnącego M i przy danej wysokości dźwigara H.

Otóż do tego służą dwie wielkości porównawcze: jedną jest moment bezwymiarowy μ_c odniesiony do R_c jako wielkości stałej, a drugą jest bezwymiarowy ciężar jednostkowy G_c (również odniesiony do R_c)

$$\frac{M}{-R_c bH^2} = \mu_c = \Phi \cdot \left(1 - \frac{\sigma_r}{R_c}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

$$\frac{-R_c \cdot b \cdot H^2 \cdot \Delta}{M} = G_c = \frac{\Delta}{\mu_c} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

Do tych wzorów dołączę jeszcze wyrażenie na K,

$$K = \frac{PH}{|M|} = \frac{a}{\Phi} + \frac{\Delta}{\Phi} \cdot \frac{\sigma_r}{\sigma_r - R_c} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Otrzymujemy w ten sposób zbiór wzorów potrzebnych do obliczenia dźwigara, czyli do zaprojektowania i sprawdzenia na inne wypadki obciążenia, niż te, na które dźwigar został zaprojektowany. Dla ułatwienia korzystania z tych wzorów sporządzone zostały wykresy rys. 5 — 10.

3. Projektowanie dźwigara skrzynkowego

Dla zaprojektowania dźwigara skrzynkowego o równej szerokości pasów ($\beta = 1$), wystarczy posłużyć się wykresem rys. 5. Wykres ten został sporządzony na podstawie wzorów (1) — (15), składa się on z dwóch rodzin krzywych $\Delta =$ const. i $\frac{\delta}{1-\gamma} =$ const. Obliczając punkty tego wykresu wyszedłem z następujących założeń: W wypadkach, w których realizuje się pierwszy rodzaj zniszczenia dźwigara, musi być

$$n_0 > \frac{2}{3},$$

ponieważ, jak to wynika z równania (1) lub wykresu (rys. 4), pełną wartość $\frac{\sigma_r}{R_c} = -2$ dla $k = 2{,}5$ osiągamy dopiero przy $n = ^2/_3$. Dla wyższych wartości n_0 nie przekraczamy nigdy granicznej wartości $k = 2{,}5$ przy założeniu $\frac{\sigma_r}{R_c} = \frac{R_r}{R_c} = -2$, tak iż wówczas będziemy mogli uzyskać rozerwanie dolnego pasa, zanim osiągnięta zostanie granica niebezpiecznego odkształcenia na ściskanie w pasie górnym. Zatem dla takiego układu grubości pasów, przy którym n_0 nie przewyższa $^2/_3$, możemy postępować tak, jak to zostało wyłożone w pierwszej pracy [1], w rozdziale D. Tutaj jednak możemy zadanie znacznie uprościć, zakładając raz na zawsze jedną i tę samą wartość $\frac{R_r}{R_c} = -2$. W ten sposób szereg nomogramów, z których każdy odpowiada jednej wartości Δ, możemy zredukować do jednego wykresu zawierającego rodzinę krzywych $\Delta =$ const. w układzie μ_c i K. Dla łatwiejszego jednak porównania między sobą ciężarów poszczególnych możliwych przekrojów, wprowadziłem nie wielkość μ_c, ale $\frac{\mu_c}{\Delta}$ wielkość odwrotnie proporcjonalną do przekroju dźwigara ΔbH i wprost proporcjonalną do momentu przenoszonego. Wielkość ta jest bardzo pomocna przy projektowaniu dźwigarów. Jeszcze bardziej poglądową wielkością porównawczą jest ciężar względny G_c, którego podziałka jest wykreślona pod osią odciętych $\frac{\mu_c}{\Delta}$; ponieważ

$$G_c = \frac{\Delta}{\mu_c},$$

jest ona proporcjonalna do ciężaru belki na jednostkę przenoszonego momentu gnącego.

Oprócz sumy względnych grubości pasów, danej pod postacią wielkości $\Delta = (1-\gamma) + \delta$, mamy na rys. 5 drugą rodzinę krzywych $\frac{\delta}{1-\gamma} =$ const. względnie $\frac{1-\gamma}{\delta} =$ const. Ta rodzina daje stosunek cieńszego z pasów do grubszego, tak iż mając obie rodziny krzywych na jednym wykresie, możemy odczytać Δ i $\frac{\delta}{1-\gamma}$, w zależności od wartości $\frac{\mu_c}{\Delta}$ i K,

a następnie obliczyć grubości pasów

$$\left.\begin{aligned}(1-\gamma) &= \frac{\Delta}{\left(\frac{\delta}{1-\gamma}\right)+1},\\ \delta &= \Delta-(1-\gamma),\end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (16)$$

lub też

$$\left.\begin{aligned}\delta &= \frac{\Delta}{\left(\frac{1-\gamma}{\delta}\right)+1},\\ (1-\gamma) &= \Delta-\delta;\end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (16')$$

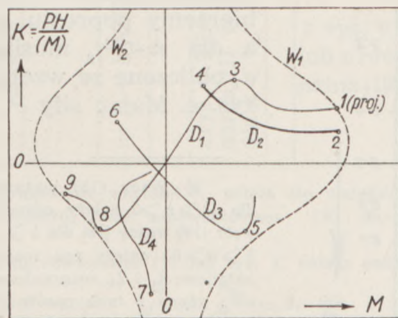
zależnie od tego, czy odczytaliśmy wartość $\frac{\delta}{1-\gamma}$, czy też $\frac{1-\gamma}{\delta}$. Szerokość b dźwigara otrzymujemy ze wzoru:

$$b = \frac{M}{-R_c \cdot H^2 \cdot \Delta \cdot \left(\frac{\mu_c}{\Delta}\right)} = \frac{M \cdot G_c}{-R_c \cdot H^2 \cdot \Delta} \quad \cdot \quad (17)$$

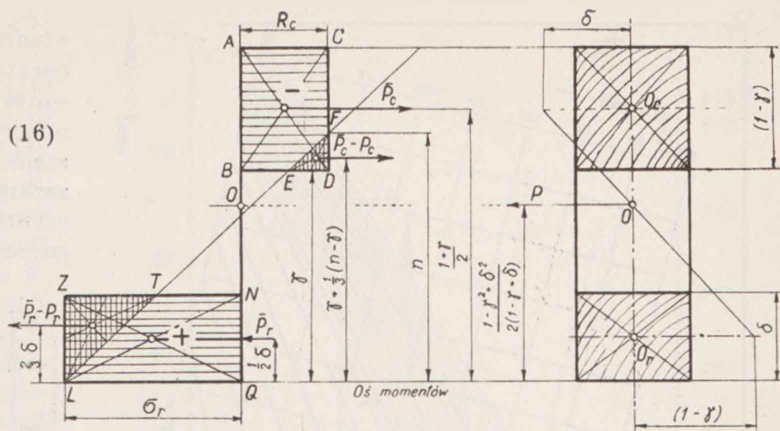
Władyszewskij i Tkaczew [3] polecają na podstawie dokładnych pomiarów zaliczać do szerokości b pasów sosnowych również i połowę sumy grubości sklejek okleiny dźwigara skrzynkowego.

Jeżeli znajdujemy się w dziedzinie wartości γ i δ takich, że $n_0 = \sqrt{\gamma^2 + \delta^2} < {}^2\!/_3$, to wytrzymałość na rozrywanie skrajnych dolnych włókien nie może być całkowicie wykorzystana, gdyż zanim w skrajnym dolnym włóknie naprężenie σ_r dojdzie do największej możliwej wartości R_r, nastąpi w skrajnym włóknie ściskanym odkształcenie, odpowiadające $k = 2{,}5$, po czym moment M zacznie maleć i dźwigar zostanie złamany. W tym wypadku największe naprężenie σ_r po stronie rozciąganej może osiągnąć co najwyżej wartość odpowiadającą równaniu (1). Oczywiście i tu mamy najkorzystniejsze obciążenie o takim K, które odpowiada $n_0 = \sqrt{\gamma^2 + \delta^2}$, tylko że musi ono być już obliczone przez podstawienie nie $\sigma_r = R_r$, ale wartości $\sigma_r (< R_r)$, obliczonej z równania (1) przez podstawienie do n_0. Wówczas do wzorów z rozdziału poprzedniego należy podstawiać tak otrzymane σ_r oraz n_0. Wymiany pasów obliczamy tymi samymi wzorami (16) i (17), co i w pierwszym przypadku.

Rozgraniczeniem obszarów obu wypadków na rys. 5 jest krzywa, odpowiadająca $n_0 = {}^2\!/_3$ i $\frac{\sigma_r}{R_c} = -2$. W obszarze na prawo i w dół od krzywej mamy wypadek drugi, w pozostałym zaś ważny jest wypadek pierwszy. Wypadek drugi przy $k = 2{,}5$ i $\frac{\sigma_r}{R_c} > -2$ może w ogóle zachodzić tylko dla dźwigarów, dla których jest $\Delta > {}^1\!/_3$, jak to wynika z analizy równań (12) i (1), tak iż dla dźwigarów z $\Delta < {}^1\!/_3$, zawsze tylko może istnieć pierwszy rodzaj złamania od gięcia



Rys. 6.



Rys 7.

ze ściskaniem, bez względu na wartość K; drugi wypadek złamania może mieć miejsce tylko w dźwigarach o grubych pasach i przeważnie przy większych siłach ściskających. Można by również w układzie (μ_c, K), wprowadzić dwie rodziny krzywych $\delta = \text{const.}$ i $(1-\gamma) = \text{const.}$, jak to uczynił Schneider [4], lecz wykres taki, mimo prostoty zasady, jest z powodu mniejszej przejrzystości trudniejszy w użyciu od wykresu na rys. 5.

4. Sprawdzanie wytrzymałości dźwigara

Dźwigar może być zaprojektowany w myśl zasad najlepszego wykorzystania materiału tylko na jeden wypadek obciążenia, tj. na jedną parę wartości K i μ_c. Warunki zaś wytrzymałości każdego przekroju dźwigara wyrażone są przeważnie w postaci jednej lub paru krzywych D_1, D_2,... o równaniach $K = f_i(M)$, jak to przedstawiłem schematycznie na rys. 6.

Na tych krzywych możemy znaleźć cały szereg punktów 1, 2, ..., przedstawiających niebezpieczne stany obciążenia na które trzeba sprawdzić wytrzymałość dźwigara, aby być pewnym jego wytrzymałości w ogóle. (Na rys. 6 np. punkty 1, 2, ... 9).

Otóż jeśli zaprojektujemy z wykresu rys. 5 dźwigar na jeden z tych punktów, to należy jeszcze sprawdzić go na pozostałe wypadki. Najlepiej jest wówczas obliczyć dla danego przekroju wytrzymałość złożoną (współczynnik $K = \frac{PH}{|M|}$ i moment łamiący M) w funkcji n i wykreślić na rys. 6 nową krzywą wytrzymałości w_1. Jeżeli wśród warunków obciążenia zewnętrznego mamy również i momenty gnące odwrotnego znaku, to musimy jeszcze wykreślić i drugą krzywą w_2 dla dźwigara odwróconego, tj. takiego w którym zamienione zostały role obu pasów, czyli dźwigara dla którego $\delta' = (1-\gamma)$ oraz $(1-\gamma') = \delta$.

Wszystkie punkty krzywych D_1, D_2, ..., przedstawiające obciążenia dane, które musi wytrzymać przekrój dźwigara, powinny być zawarte pomiędzy krzywymi w_1 i w_2, które posiadają wspólną asymptotę w postaci prostej pionowej $M = 0$, lub w najgorszym wypadku powinny leżeć na jednej z tych krzywych. Z pośród różnych przekrojów spełniających powyższy warunek należy, oczywiście, wybrać najlżejszy, choć to nie jest ogólną regułą, gdyż taki najlżejszy dźwigar może przy niektórych obciążeniach dawać bardzo niskie wartości n, które odpo-

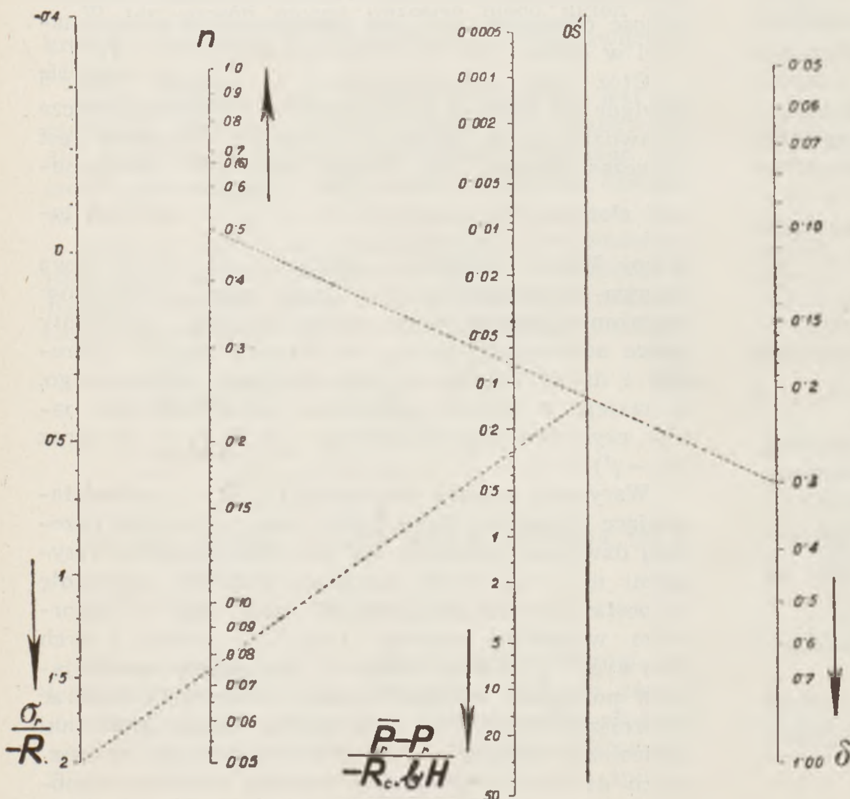
wiadałyby niepożądanie wielkim odkształceniom konstrukcji przed złamaniem oraz zbyt niskiemu stosunkowi obciążenia dopuszczalnego do obciążenia łamiącego, co pociągałoby za sobą wprawdzie zwiększenie współczynnika pewności na zniszczenie, ale zarazem obniżałoby w sposób niedopuszczalny współczynnik przeciążenia dopuszczalnego, na skutek czego musielibyśmy przekrój powiększyć, powiększając jego ciężar jednostkowy.

Dla sprawdzenia dźwigara na różne wypadki lotu, i ewentualnie wykreślenia krzywych w_1 i w_2 możemy posłużyć się następującą metodą.

Dźwigar obliczamy „metodą pasów", wprowadzając jednak do niej poprawki, będące funkcjami n i umożliwiające szybkie otrzymanie krzywych w_1 i w_2. Z rys. 7 otrzymujemy następujące zależności dla siły osiowej i momentu gnącego. W tym celu obliczamy siły wypadkowe: P_c w pasie ściskanym, P_r w pasie rozciąganym.

Rys. 8 (góra).

Rys. 9 (dół).



$$P_c = (1 - \gamma)\, bHR_c -$$

$$- \frac{1}{2n} (n - \gamma)^2\, bH\, (\sigma_r - R_c) \quad . \qquad (18)$$

$$P_r = \partial bH\sigma_r - \frac{1}{2n}\, \partial^2\, bH(\sigma_r - R_c)^2) . \qquad (19)$$

Pierwsze wyrazy prawych stron obu równań są niczym innym, jak siłami które otrzymaliśmy, stosując zwykłą „metodę pasów". Tu też dla $n > {}^2/_3$ bierzemy poprostu $\sigma_r = R_r = -2 R_c$, a dla $n < {}^2/_3$ musimy brać wartości σ_r obliczone ze wzoru (1) lub z wykresu rys. 4. Mając siły P_c i P_r tworzymy ich

2) Wzór (18) ważny jest dla $1 > n > \gamma$, zaś dla $\gamma > n > 0$ należy odrzucić drugi wyraz. Podobnie wzór (19) ważny jest dla $1 > n > \partial$; w wypadku zaś $\partial > n > 0$, należy pas rozciągany rozbić na dwa pasy składowe ∂_1 i ∂_2, rozgraniczone warstwą o wysokości nH; górny z tych pasów ∂_1 daje siłę $P_{r_1} = \partial_1\, bHR_c$, dolny pas składowy ∂_2 daje siłę P_{r_2}, którą można obliczyć ze wzoru (19), podstawiając $\partial = \partial_2 = n$.

sumę algebraiczną, która będzie równa sile osiowej działającej na dźwigar przy danym n.

$$P = P_r + P_c = P_r - |P_c| \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

Jeśli chodzi o obliczenie momentu gnącego, to musimy wrócić do rys. 7, i zauważyć, że pierwszy wyraz P_c przedstawia w stosownej skali pole $\bar{P}_c$ prostokąta $ABCD$, podczas gdy drugi jest niczym innym, jak polem trójkąta DEF. Podobnie, pierwszy wyraz siły P_r, który będziemy oznaczać przez $\bar{P}_r$ jest niczym innym, jak polem prostokąta $LZNQ$, podczas gdy drugi przedstawia pole trójkąta ZLT. Moment gnący równa się zatem sumie algebraicznej momentów statycznych pól wszystkich czterech figur względem dowolnej osi np. linii dolnych skrajnych włókien, zmniejszonej o moment względem tej samej osi, jaki daje wypadkowa siła osiowa P, przyłożona w środku ciężkości przekroju O. Zatem będzie[3])

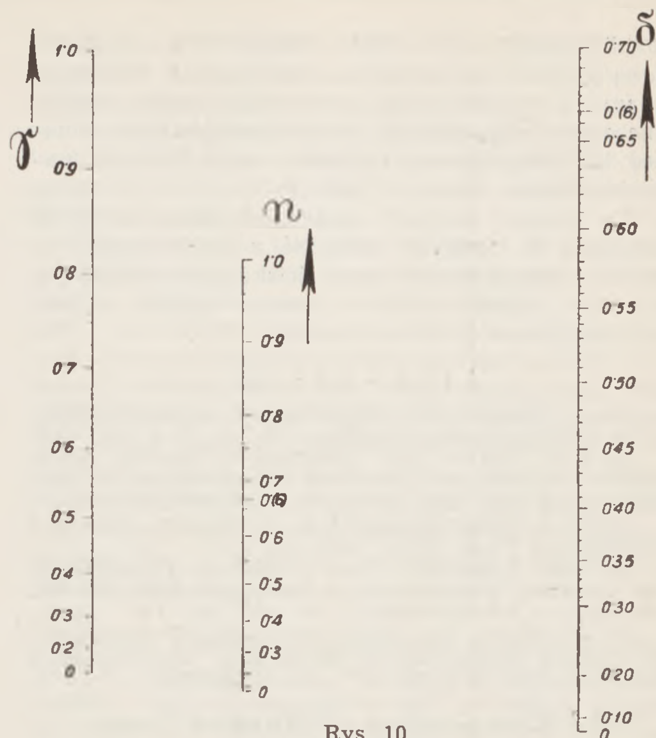
$$M = H\left\{\bar{P}_c\left(\frac{1+\gamma}{2}\right) - (\bar{P}_c - P_c)\cdot\left[\gamma + \frac{1}{3}(n-\gamma)\right] + \bar{P}_r\cdot\frac{\delta}{2} - (\bar{P}_r - P_r)\cdot\frac{2\delta}{3} - P\,\frac{1-\gamma^2+\delta^2}{2\Delta}\right\}\ . \quad (21)$$

3) Wzón (21) jest ważny dla $1 > n > \gamma$. Dla $\gamma > n > 0$ należy skreślić drugi wyraz. Dalej, dla $\delta > n > 0$ należy znów pas rozciągany podzielić na dwa składowe i wprowadzić P_{r_1} i P_{r_2}, jak to czyniliśmy omawiając wzór (18). Wówczas zamiast trzeciego i czwartego wyrazów wzoru (21) należy wstawić:

$$P_{r_1}\cdot\frac{\delta+n}{2} + \bar{P}_{r_2}\cdot\frac{n}{2} - (\bar{P}_{r_2} - P_{r_2})\frac{2n}{3}.$$

Należy również pamiętać, że dla $\delta > n > 0$ musi być:

$$P = P_c + P_{r_1} + P_{r_2}.$$



Rys. 10.

Dla ułatwienia dokonywania tych obliczeń wielokrotnie powtarzanych, można posłużyć się też nomogramami: rys. 8, dla poprawki $(\bar{P}_c - P_c)$; rys. 9, dla poprawki $(\bar{P}_r - P_r)$. Gdybyśmy zechcieli sprawdzić dokładniej dobór optymalnego przekroju, niż to pozwala skala rysunku 5, to możemy jeszcze posłużyć

Tablica 2.

I część	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
L. p.	X	H	M_1	K_1	Δ	$\frac{\mu_c}{\Delta}$	$\frac{\delta}{1-\gamma}$ lub $\frac{1-\gamma}{\delta}$	γ	δ	b	$(1-\gamma)H$	δH
przekroju	odległość od nasady skrzydła	wysokość dźwigara	moment gnący (na które projektowany jest przekrój dźwigara)	charakterystyka obciążenia	obrane (ew. po kilku próbach)	obrane z rys. 5	obrane z rys. 5	wg. równań (16) lub (16')	wg. równań (16) lub (16')	szerokość obu pasów wraz z Σ grub. sklejek wzór (17)	grubość pasa ściskanego	grubość pasa rozciąganego

II część	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
L. p.	n *)	$\frac{\bar{P}_c - P_c}{-R_c\, b\, H}$	$\bar{P}_c - P_c$	$\bar{P}_c$	P_c	$\frac{\sigma_r}{-R_c}$ **)	σ_r	$\frac{\bar{P}_r - P_r}{-R_c\, b\, H}$	$\bar{P}_r - P_r$	$\bar{P}_r$	P_r	P	$\frac{2}{3}\gamma + \frac{1}{3}n$	$(\bar{P}_c - P_c)\cdot\left(\frac{2}{3}\gamma + \frac{1}{3}n\right)$	$(\bar{P}_r - P_r)\cdot\frac{2\delta}{3}$	M	K
przekroju	zakładać kolejno wartości od 1 do 0 oraz n_0 z (12)	z rys. 8, lub z równania (18)		$= (1-\gamma)\, b\, H\, R_c$		z rys. 4, lub równania (1) tylko dla $n < \frac{2}{3}$		z rys. 9, lub z równania (19)		$= \delta\, b H \sigma_r$						z równ. (21) — współrzędne jednej z krzywych w_1 lub w_2 z rys. 6	z równ. (15)

*) Wśród zaokrąglonych wartości n, poleca się umieścić jeszcze wartość n_0 z równania (12) lub rys. 10, dla sprawdzenia obliczenia na wypadek, dla którego przekrój został zaprojektowany (K_1, M_1). Poprawki $\bar{P}_c - P_c$ istnieją tylko przy $1 > n > \gamma$. Przy $\gamma > n > 0$ poprawka ta $= 0$.

**) Posługując się równaniem (1) lub rys. 4, należy pamiętać, że są one ważne tylko dla $\frac{2}{3} > n > 0$, natomiast dla $1 > n > \frac{2}{3}$ należy w kolumne 19-ej wstawić wartość $\frac{\sigma_r}{-R_c} = \frac{R_r}{-R_c} = 2$. Dla $\delta > n > 0$ należy uwzględnić zastrzeżenia, dotyczące równań (18), (19), (20), (21), przy obliczaniu P_r, P i M.

się rysunkiem 10, dla znajdywania wartości $n_0 = \sqrt{\gamma^2 + \delta^2}$. Dla szybkiego otrzymania krzywych w_1, w_2 dla całego szeregu przekrojów, można ułożyć obliczenia poszczególnych przekrojów dźwigara w tablicę liczbową złożoną z dwóch części, których nagłówki podane zostały w tabl. 2.

Dla dużych wartości dodatnich charakterystyki obciążenia K, musimy zakładać z konieczności nie zupełne wykorzystanie pasa ściskanego, zakładając $n = 1$ i naprężenie σ_c w górnym włóknie o bezwzględnej wartości mniejszej od $|R|$.

Literatura

[1] J. Naleszkiewicz, Wytrzymałość zginanych dźwigarów sosnowych, Sprawozdania I.B.T.L. Nr 2 (14) 1934.
[2] J. H. Payne, The Strength of Wooden Spars. Flight, 31.III.1938, dod. „Aircraft Engineer", str. 21, oraz Flight, 21.IV.1938, dod. „Aircraft Engineer", str. 25.
[3] W. Ł. Władyszewskij i S. D. Tkaczew, Technika Wozdusznogo Flota, Nr 2, 1938, str. 97.
[4] Stan. Schneider, Deux problèmes d'échantillonnage optimum. L'Aéronautique, Septembre 1938, Nr 232, Supplément „Aérotechnique", Nr 189, str. 109.
[5] W. Prager, Ein neues Verfahren zur Bemessung auf Biegung beanspruchter Holzholme, Schweizerische Bauzeitung, Bd. 104, Nr 18, z dn. 3.XI.1934.

The Computation of Wooden Spars in Bending

Summary.

The theory of the trapezoidal stress diagram for wooden beams in bending [1], [5], which tells that the stress distribution, after being primarily linear (following Hooke's law) up to the maximum compressive stress $\sigma_c = R_c$ follows a broken line, has lately been improved by a supplementary hypothesis [2]. This hypothesis tells, that if the strain in the compressed fibres attains a critical value (which would correspond to a stress kR_c if Hooke's law were valid), the fibres will disjoin longitudinally, and the structure of the spar on the compressed side will be destroyed, which will have as a consequence a decrease in the compressive stress off these fibres.

Consequently, failure of a spar in bending may occur either:

1) by the failure of the outermost fibres on the tension side, or

2) by disjunction of the outermost compression fibres, the tension flange not being fully efficient.

Para. 2 gives the equations determining both kinds of failure.

Para. 3 deals with the problem of finding the best suitable spar section of a given height H for a given bending moment M and a given end load P. This problem may be solved with great approximation by using diagram 5 and equations (16) and (17).

The section of the spar can have the optimum dimensions only for one case of external loading, whilst the other loading cases are given by the design requirements, and may be represented by curves as D_1, D_2,... (fig. 6). The strength of the spar for different cases of loading (various end loads and bending moments) may be represented by two lines w_1 and w_2 (for two senses of bending). These curves may be computed with the help of equations (18), (19), and (20), or of the diagrams fig. 8, 9, and 10, and of equation (20).

Nowe zadania i metody seryjnej produkcji płatowców

Inż. Zygmunt Cyma

Zadania, które stawia się dzisiaj lotnictwu, zmieniły się radykalnie w ostatnich prawie miesiącach w stosunku do niedawnej przeszłości w takim stopniu, że dotychczasowe metody produkcji we wszystkich działach wytwórczości sprzętu lotniczego ulegają gruntownemu przeobrażeniu.

Przedmiotem bliższego rozważania będzie seryjna produkcja płatowców. Z chwilą, gdy wybór typu płatowca, przeznaczonego do seryjnej budowy, zostaje dokonany, wymaga się od wytwórni szybkiego uruchomienia produkcji o bardzo wysokiej wydajności pod względem ilości sztuk wyprodukowanych w określonej jednostce czasu.

Oczywiście, równocześnie wywierany jest—z jasnych i zrozumiałych powodów — cały możliwy nacisk na utrzymanie ceny jednostki sprzętu na najniższym poziomie. Ta ostatnia kwestia jest specjalnie złożonym zagadnieniem — wobec zupełnej nierealności porównań rynkowych cen światowych na podobne, bądź też zbliżone typy sprzętu.

Równocześnie zmienność nasilenia produkcji w obrębie jednego typu jest przeważnie dość duża, bo zależna od zmiennego i często nie dającego się w ścisły sposób przewidzieć zapotrzebowania użytkowników. Sytuacja taka zmusza do znalezienia nowych dróg, prowadzących do opanowania jej w dwu zasadniczych kierunkach, t. j. w konstrukcji płatowca oraz metodach produkcji.

Przystępując do bliższego omówienia poruszonych wyżej tematów, należy rozpocząć od przeanalizowania sprawy od strony konstrukcji płatowca. Nie przesądzając tego, czy wybrany do seryjnej produkcji płatowiec jest konstrukcji metalowej, czy też mieszanej (metal — drewno), bądź też całkowicie drewnianej, musi on być konstruowany z bezwzględnym nastawieniem na seryjną a nawet dużo-seryjną produkcję. Unikam przyjętego obecnie w terminologii określenia „masowa produkcja", jako przesadnego w danym wypadku.

Na pierwsze miejsce w tej dziedzinie wysuwa się dezyderat normalizacji gatunkowej i wymiarowej, tak materiałów i półfabrykatów kupnych, jak też rozwiązań konstrukcyjnych elementów i mechanizmów płatowca.

Następnie musi być stosowana — bez zastrzeżeń — zasada unikania w konstrukcji możliwie każdej kosztownej obróbki, wykonywanej przez fachowych rzemieślników. Wynika stąd konieczność ścisłej współpracy konstruktora z warsztatowcami a nawet pewnego poddawania się ich dążeniom, zmierzającym do tego, aby średnim a celowym wyekwipowaniem technicznym warsztatów i przyuczonym personelem robotniczym można było bez trudności produkować sprzęt.

Jakkolwiek takie postawienie sprawy jest przyjmowane z dużymi zastrzeżeniami przez konstruktorów, to doświadczenie, oparte na wynikach osiągniętych w przemyśle lotniczym amerykańskim, powinno być dostatecznie miarodajnym powodem do przestawienia się na taką metodę w konstruowaniu.

Problem ten nabiera specjalnego znaczenia w wypadku uruchomienia produkcji na maksymalną wydajność w momentach takich, gdy na rynku brak jest fachowych rzemieślników, bądź też gdy podaż ich jest bardzo ograniczona. Poza tym, w każdym wypadku, praca kwalifikowanymi fachowcami jest bardzo kosztowna i trudna w opracowaniu jej na dłuższą metę, wobec ciągłego ruchu w tej grupie pracowników, przy ciągle wzrastającym zapotrzebowaniu ich w nowopowstających wytwórniach, bądź też uruchomieniu w istniejących II-gich lub III-cich zmian.

Reasumując, zadania postawione nowoczesnej konstrukcji płatowca dają się zamknąć — poza poprawnym rozwiązaniem pod względem aerodynamicznym — w następujących, i w najszerszym zakresie uwzględnianych żądaniach.

1. Normalizacja materiałów i półfabrykatów kupnych;
2. Normalizacja rozwiązań konstrukcyjnych elementów płatowców oraz ich mechanizmów;
3. Unikanie kosztownej obróbki, wykonywanej przez wykwalifikowanych fachowców.

Nie ma wysiłku, który można by nazwać wystarczającym, aby sprawę tę wyprowadzić na właściwy tor, gwarantujący oczywiście pewne rezultaty.

Aby tak postawiony temat zrealizować w produkcji, musi się odpowiednio przepracować jej przygotowanie, mając stale na uwadze to, że większość elementów powinna być wykonana przy pomocy maszyn, z możliwie minimalnym nakładem robocizny ręcznej oraz robocizny wykwalifikowanego rzemieślnika. To też, o ile dotychczas kładzie się stosunkowo duży nacisk na szybkie przepuszczenie tematu przez biura fabrykacyjne i narzędziownię, w danym wypadku, nie bez pewnej słuszności, można powiedzieć, że właściwy proces produkcyjny sprzętu dzieje się właściwie w tych dwu miejscach.

Dalszy ciąg produkcji jest to właściwie uruchomienie pewnego mechanizmu, o pewnym w skutkach działaniu i pewnej wydajności.

Dzisiejszy stan przemysłu obrabiarkowego i maszyn specjalnych stoi na takim poziomie, że umożliwia racjonalną mechanizację produkcji w bardzo rozległych granicach. Przemysł lotniczy europejski przechodzi na ogół dość opornie ten proces mechanizacji, tkwiąc jeszcze dość silnie w dawnych metodach fabrykacji. Zetknięcie się jednak z amerykańską produkcją lotniczą, bądź przez bezpośrednie obserwacje, bądź ze sprzętem lotniczym oraz wytwórczymi urządzeniami technicznymi, wywołuje i w europejskich wytwórniach stałą i konsekwentną tendencję zmiany metod produkcji na nowe skuteczniejsze pod każdym względem.

Można stwierdzić z całą pewnością, że — jeżeli chodzi o wykonanie elementów sprzętu — to w tej dziedzinie możliwa jest prawie zupełna mechanizacja produkcji. Jedynie tylko montaże pozostaną jeszcze długo domeną robocizny ręcznej, usprawnianej stale kompletem narzędzi o szerokiej skali, bardzo pomysłowych i ułatwiających fabrykację.

Ten stan rzeczy ma też swój oczywisty wpływ na organizację samej produkcji.

Większość wytwórni płatowców skłania się obecnie ku niżej opisanej metodzie. Dotychczas podział procesu fabrykacyjnego był dokonywany na zindywidualizowane, bądź też pokrewne sobie funkcje i operacje. Przedmioty przepływały poprzez odpowiednie stoiska pracy, aby po ostatecznym wykończeniu ich, niejednokrotnie na drugim końcu wytwórni, wejść przez specjalne magazyny lub też bezpośrednio, jako ostateczne w swoim komplecie zespoły, na montaże.

Obecnie podział taki, jako wyraźnie nie praktyczny i kosztowny a zarazem mało elastyczny, ustępuje miejsca takiemu, który tworzy z danej wytwórni jakby cały szereg mniejszych i dość automatycznych oraz samowystarczalnych fabrykacyjnie małych wytwórni, produkujących wg. specjalnego planu takie zespoły bądź też grupy sprzętu, że montaż ostateczny jego całości staje się zabiegiem krótkotrwałym i nieskomplikowanym. Może on odbywać się bez żadnych trudności tak w wytwórni głównej, jak też w każdym innym miejscu, z minimalnym wyekwipowaniem w specjalne urządzenia techniczne, wymagającym tylko dość dużej powierzchni nakrytej dachem i lotniska.

Wyniki, które z takiego układania dadzą się osiągnąć, są tak zachęcające, że opłaca się nawet ponieść znaczne koszty przeorganizowania produkcji, osiągając poza tym równocześnie bardzo dużą pewność w terminowości dostaw.

Nie da się jednak pominać, przy omawianiu tych problemów, znaczenia sprawnej współpracy przemysłu pomocniczego z głównym; zawód z jego strony zmusza do wykonywania produkcji pomocniczej przez fabrykę główną, jednak zawsze w wydzielonej jednostce, stanowiącej oddzielny warsztat, by w każdej sprzyjającej okoliczności mógł on być oderwany od wytwórni macierzystej i kontynuować swoją produkcję, jako zupełnie samodzielna wytwórnia.

Z takiego stanu rzeczy wynikają w ostatecznej konsekwencji wskazania, skłaniające do poddania obecnej sytuacji gruntownej rewizji. Wskazania te dadzą się zamknąć w następujących punktach:

1. Konstrukcje płatowców muszą być tworzone, poza odpowiednimi własnościami aerodynamicznymi, z gruntownym i bez zastrzeżeń obowiązującym nastawieniem na taniość i prostotę wykonania.
2. Produkcja powinna być nastawiona na wykonywanie jej prawie całkowicie przyuczonym tylko personelem robotniczym.
3. Mechanizację procesów fabrykacyjnych należy rozszerzyć do najdalszych granic.

4. Organizację produkcji należy zmienić i dostosować ściśle do zmienionych warunków, uelastyczniając ją przez planowy podział wytwórni na autonomiczne i samowystarczalne fabrykacyjnie mniejsze jednostki, co daje wyraźne obniżenie kosztów własnych wyrobu i zwiększenie terminowości dostaw.

New Requirements and Methods of Serial Aircraft Production

Summary

New requirements met recently in aeronautics are followed by new methods of production. After discussing the production costs, production efficiency and temporary production increases are considered. The designers must conform their products not only with aerodynamic principles but also with structural requirements and production necessities. The production is prepared mainly in construction departments and by the designers of jigs and fixtures. With the new methods introduced by the U.S.A. the trend is to mechanize the production of single units thus simplifying their assembly. The following trends can be observed: designs should be cheap and simple to produce, production methods admitting unskilled labour, mechanical production methods, division of the design into units which can be produced independently.

O metodach zabezpieczania stopów lekkich przed korozją

Mgr. Halina Ptakowska

Dodatki stopowe wprowadzane do metalicznych surowców w trakcie procesu ich przetapiania, a mające na celu podwyższenie własności wytrzymałościowych materiału, wpływają niejednokrotnie w kierunku ujemnym na jego odporność przeciwko korozji. Ma to miejsce przede wszystkim w odniesieniu do stopów o podstawie aluminium. Metal ten w stanie czystym pomimo wybitnie elektroujemnego położenia w szeregu napięciowym odznacza się dużym stopniem odporności na korozję wywoływaną działaniem czynników atmosferycznych. Fakt ten znajduje wytłomaczenie we właściwościach ochronnych powstającej w tych warunkach na jego powierzchni warstewki tlenku glinu o zwartej strukturze i wysokiej przyczepności do metalu. Sytuacja ta, o ile chodzi o stopy glinowe, ulega zmianie. Niejednorodność składu chemicznego, przejawiająca się istnieniem międzymetalicznych związków w łonie stopu, sprzyja powstawaniu ogniw lokalnych nie tylko na powierzchni lecz i w głębi metalu, przy czym w tym ostatnim wypadku proces korozyjny przybiera najbardziej groźny obrót znany pod nazwą korozji międzykrystalicznej. Pociąga to za sobą konieczność stosowania w odniesieniu do omawianych stopów zabiegów zabezpieczających.

Główne znaczenie znajdują w praktyce następujące metody zabezpieczania:

platerowanie,
powłoki chemiczne,
" lakierowe,
" elektrochemiczne.

Platerowanie (metoda znana w odniesieniu do omawianego zagadnienia pod nazwą alkladowania lub procesu Vedala) polega na pokrywaniu powierzchni wrażliwego na korozję materiału cienką warstwą metalu bardziej odpornego. Strona techniczna metody przedstawia się w sposób następujący: roztopiony stop wlewa się do formy żelaznej wyłożonej blachami z czystego aluminium, przy czym temperatura stopu powinna być tak dobrana, aby aluminium uległo tylko częściowemu stopieniu na swej powierzchni. Po ostygnięciu materiału poddaje się go walcowaniu.

W wyniku alkladowania otrzymujemy materiał o własnościach wytrzymałościowych danego stopu i o zwiększonej odporności przeciwkorozyjnej. Obrobione w ten sposób stopy typu duralu noszą nazwę alkladu, wedalu, duralplatu lub polonduru.

Powłoki chemiczne nie posiadają większej wartości ochronnej w sensie samoistnego zabezpieczania metalu; główne znaczenie ich polega natomiast na przygotowaniu podłoża pod nakładane następnie powłoki lakierowe, które w tych warunkach wykazują bez porównania większą przyczepność niż w wypadku pominięcia tej obróbki powierzchni.

Najbardziej rozpowszechnionymi metodami chemicznego zabezpieczania stopów aluminiowych jest t. zw. proces MBV[1]) stosowany w Niemczech na szeroką skalę oraz protalizacja. Również dobrym przygotowaniem powierzchni pod lakier jest trawienie za pomocą ługu.

Proces MBV polega na wytworzeniu na powierzchni metalu warstwy, składającej się z mieszaniny tlenków aluminium i chromu, co uzyskuje się przez bardzo prosty zabieg, a mianowicie: przeznaczone do obróbki przedmioty zanurza się na przeciąg 5 — 10 minut do wrzącego roztworu zawierającego 5% sody kalcynowanej i 1,5% chromianiu sodu.

Protalizacja opiera się na tej zasadzie, że niektóre metale (jak np. Cr, Mn, Mo, Ni, V itd.) tworzą tlenki wyższe rozpuszczalne w roztworach alkalicznych; przeprowadzone natomiast w tlenki niższe nierozpuszczalne na skutek redukcji przez aluminium osadzają się w tej postaci na jego powierzchni jako warstwa ochronna. Technika procesu polega na zanurzeniu przedmiotów na przeciąg 40 minut do posiadającej temperaturę 100° C kąpieli protalizacyjnej, zawierającej sole wymienionych metali (np. manganiany, fosforano - chromiany, siarczano - molibdeniany itd.).

Trawienie w ługu przeprowadza się w następujący sposób: odtłuszczone przedmioty zanurza się do zimnego 20 — 30% roztworu NaOH na przeciąg 5 minut, następnie spłukuje się starannie zimną wodą, zanurza się do 10% roztworu HNO_3 w celu usunięcia śladów ługu i wreszcie po ostatecznym wymyciu gorącą wodą pozostawia w ciepłym pomieszczeniu do wyschnięcia.

Powłoki lakierowe uzyskuje się przez nakładanie za pomocą pędzla lakierów olejowo-żywicznych lub przez natryskiwanie przy użyciu sprężonego powie-

1) „Modifiziertes Bauer-Vogel Verfahren".

trza szybkoschnących lakierów nitrocelulozowych. Stopy aluminiowe są mało korzystnym podłożem dla błon lakierowych, w szczególności nitrocelulozowych. Wykazują one w stosunku do niego (szczególnie w stanie wilgotnym) bardzo niewielką przyczepność, to też za granicą (np. w Niemczech) uprzednie stosowanie obróbki chemicznej znajduje się na porządku dziennym. Barwnikami używanymi najczęściej do lakierów gruntowych są: brąz aluminiowy, tlenek żelaza i chromian cynku.

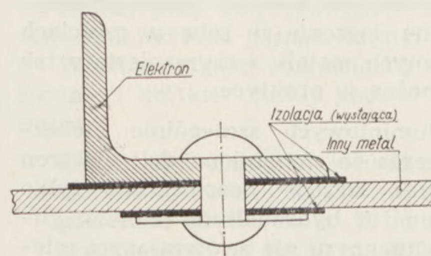
Powłoki elektrochemiczne uzyskiwane na drodze oksydacji anodowej mają zastosowanie tylko do tych stopów, w których zawartość miedzi nie przekracza 5%. Przedmiot zabezpieczany włączony jako anoda w obwód prądu o wysokim napięciu pokrywa się w toku procesu warstwą tlenkową, narastającą do grubości o wiele większej niż to ma miejsce w procesach czysto chemicznych.

Istnieje kilka odmian procesu („Eloxal", „Alumilite" itd.), przepisujących różne składy elektrolitu (jak kwas szczawiowy, chromowy lub siarkowy o różnych stężeniach z dodatkami szeregu substancji częstokroć o charakterze utleniaczy) oraz różne wielkości napięcia prądu.

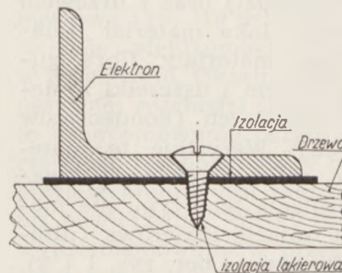
Powłoki tlenkowe otrzymane w wyniku oksydacji anodowej przewyższają swymi własnościami (jak zdolność ochronna i odporność na działanie czynników mechanicznych) pokrycia uzyskane na drodze czysto chemicznej obróbki.

Poza stopami aluminiowymi mamy do czynienia w lotnictwie jeszcze z innym materiałem, odnośnie którego zabezpieczenie przed korozją jest kwestią wielkiego znaczenia. Jest to stop na podstawie magnezu — elektron, posiadający obok znanych powszechnie zalet (własności wytrzymałościowe, niski ciężar właściwy) poważną wadę, jaką jest wrażliwość na korozję.

Zabezpieczanie elektronu polega na obrobieniu jego powierzchni sposobem chemicznym (t. zw. bejcowanie) i następnym pokryciu lakierową powłoką. Istnieje cały szereg patentów przepisujących do tego celu bejce o różnorodnym składzie (jak roztwory chromianów alkalicznych, kwasu selenowego i jego soli, kwasu azotowego, soli amonowych itd.). Znana wytwórnia chemiczna I. G. Farben-Industrie, będąca producentem elektronu, poleca następujący sposób bejcowania: przedmioty gotuje się w ciągu 1 — 2 godzin w 5% roztworze $K_2Cr_2O_7$, następnie spłukuje się gorącą wodą i suszy się na powietrzu. Dobre wyniki daje również bejcowanie w myśl następującej recepty: przedmioty zanurza się na przeciąg 1 minuty w 20 — 25% roztworze HNO_3 zawierającym 10% $K_2Cr_2O_7$ w pokojowej temperaturze (15 — 20°), po czym zmywa się je zimną wodą. Następnie zanurza się je na przeciąg 2 — 3 minut do 2,1% roztworu $K_2Cr_2O_7$ o temperaturze 70 — 80° C. Po wyjęciu z roztworu suszy się je na powietrzu.



Rys. 1



Rys. 2

O ile części elektronowe, co najczęściej się zdarza, znajdują się w stanie zatłuszczonym należy przed przystąpieniem do bejcowania oczyścić powierzchnię przez zastosowanie kąpieli odtłuszczającej.

Do lakierowania elektronu bywają używane zarówno lakiery olejowo-żywiczne jak i celulozowe. Znajduje także zastosowanie system lakierowania mieszanego (gruntowanie olejne, warstwy nawierzchniowe celulozowe), który ma swe uzasadnienie w tym, że lakiery olejowe jako mniej wrażliwe na ślady tłustych zanieczyszczeń są pewniejsze pod względem przyczepności.

Ogólnie biorąc, lakierowanie produktami celulozowymi jest mniej wskazane ze względu na większą kruchość powłok. Najbardziej polecenia godne jest pokrywanie elektronu olejowymi lakierami piecowymi, wymagającymi wprawdzie suszenia w podwyższonej temperaturze (120° — 180°), lecz dającymi w rezultacie powłoki o dużej twardości i przyczepności, a więc tym samym wyposażone w wysoką wartość ochronną.

Barwnikami bardzo dobrze nadającymi się do lakierów gruntowych na elektron są: biel cynkowa,

biel tytanowa i tlenek żelaza; natomiast zupełnie niewskazanymi do tego celu są biel i minia ołowiana.

W wypadkach gdzie żadna z powyższych metod ochrony nie może mieć miejsca (np. przy częściach doszlifowanych) stosuje się zabezpieczanie stopów lekkich za pomocą smarów konserwacyjnych.

Stosowanie omówionych powyżej w krótkości metod ochronnych do zabezpieczenia stopów glinowych i magnezowych nie zwalnia jednakże od wystrzegania się niebezpieczeństwa korozji, powodowanego przez nieprzemyślane łączenie ze sobą w częściach konstrukcyjnych różnych metali, z czym niestety tak często spotkać się można w praktyce.

Dla stopów aluminiowych szczególnie niebezpiecznymi są połączenia ze stopami miedzi; elektron może być bez ryzyka łączony bezpośrednio tylko z czystym aluminium i z hydronalium (stopem glinowym z dodatkiem magnezu nie zawierającym miedzi). Wszelkie kontaktowanie elektronu z innymi metalami (jak miedź, mosiądz, żelazo, dural i inne stopy glinowe z zawartością miedzi) oraz z drzewem wymaga zastosowania izolacji. Jako materiał izolacyjny służyć mogą następujące materiały: fibra, guma, skóra, papier nasycony olejem i uszczelki z niektórych sztucznych mas plastycznych (kondensatów fenolowo - formaldehydowych). Wszystkie te materiały nie powinny zawierać chloru i wolnych kwasów. W wypadkach gdzie izolacja tego typu nie może mieć miejsca stosuje się izolację lakierową (nitowania, wkręcanie śrub w drzewo — por. rys. 1 i 2). Gdy zachodzi nieodzowna konieczność łączenia ze stopami lekkimi metali ciężkich, części wykonane z tych ostatnich są uprzednio kadmowane lub cynkowane.

Z powyższego krótkiego przeglądu stosowanych w praktyce metod wynika, że ochrona przed korozją sprowadzona tylko do zabezpieczania powierzchni wrażliwych na nią materiałów mija się z celem; równorzędnie powinna być traktowana kwestia zasadniczej wagi, jaką jest odpowiedni dobór materiałów konstrukcyjnych względnie stosowanie właściwej izolacji. Poza tym pomijanie obróbki powierzchni a przenoszenie punktu ciężkości ochrony tylko na lakierowanie jest bardzo niewskazane w tych wypadkach, gdzie metal jest podłożem, do którego powłoki lakierowe wykazują mierną adhezję, jak to ma właśnie miejsce przy tak aktualnych w konstrukcjach lotniczych stopach aluminiowych. Sprawa ta w niemieckim przemyśle lotniczym znalazła właściwe rozwiązanie: wytwórnie samolotów mają do czynienia z materiałem którego powierzchnia została już w odpowiedni sposób obrobiona.

Protection of Light-Metal Alloys against Corrosion

Summary.

The author gives a survey of the principal methods used in aircraft practice for protecting light-metal alloys against corrosion. For aluminium alloys, these are mainly: plating with pure aluminium, chemical covering, electro-chemical coating (anodic treatment), and varnishing which often requires a previous chemical preparation of the surface. Magnesium alloys are treated on similar lines. Particular attention must be given to the possibility of corrosion when two different metals or alloys are in contact. Insulation with a special layer will often ensure a suitable protection.

Radio jako środek bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej

Inż. Zygmunt Jaworski

Szybki rodzaj lokomocji, jakim jest komunikacja lotnicza, powinien odznaczać się bezpieczeństwem. Dobra konstrukcja płatowca i silników oraz gorliwa praca personelu latającego w dużym stopniu przyczyniają się do osiągnięcia bezpieczeństwa lotów, natomiast ciężkie warunki atmosferyczne, jak to: niski pułap, mgła, opady śnieżne itp. stanowią poważne przeszkody w utrzymaniu powyższego czynnika. W wypadku złej widoczności lub w ogóle braku widoczności ziemi pilot zmuszony jest stosować metody tzw. „ślepego pilotażu". Zapewnienie wówczas regularności i bezpieczeństwa lotu jest możliwe przy zastosowaniu specjalnych urządzeń radio na samolocie i na ziemi.

Rozróżniamy trzy rodzaje tych urządzeń:

1. Urządzenia, przeznaczone do utrzymania stałej obustronnej łączności samolotu z ziemią.

2. Urządzenia, przeznaczone do lotów w warunkach złej widoczności.

3. Urządzenia, przeznaczone do lądowania w warunkach złej widoczności.

Celem niniejszego artykułu jest podanie i wyjaśnienie warunków, jakie się stawia konstruktorowi samolotu, aby zabezpieczyć dobrą pracę urządzeń radio na samolocie, w związku z czym omówione zostaną jedynie ogólne zasady działania tych urządzeń.

A. Urządzenia pokładowe radio dla łączności samolotu z ziemią

Utrzymanie stałej obustronnej łączności samolotu z ziemią może być dokonane tylko przy pomocy radia. W tym celu na pokładzie samolotu znajduje się radiostacja, zadaniem której jest korespondencja z radiostacją, zainstalowaną w porcie lotniczym. Radiostacja samolotowa składa się zasadniczo z:

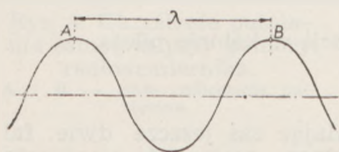
a) części nadawczej czyli nadajnika,
b) części odbiorczej czyli odbiornika,
c) urządzenia zasilającego i
d) urządzenia antenowego.

W nadajniku zachodzi wytwarzanie zmiennej energii elektromagnetycznej, którą doprowadza się do anteny, skąd zostaje wypromieniowana w przestrzeń. Wypromieniowana energia rozchodzi się pod postacią fal elektromagnetycznych.

Część odbiorcza czyli odbiornik jest przeznaczony do odbioru energii elektromagnetycznej, wysyłanej przez radiostację przeciwną. Porozumiewanie się samolotu z ziemią zapomocą radia odbywa się bądź drogą przekazywania znaków Morse'a, bądź mowy ludzkiej przy pomocy fal elektromagnetycznych. Przekazywanie znaków Morse'a odbywa się za pomocą klucza telegraficznego, przy czym w stanie spoczynku

(klucz nienaciśnięty) energia nie jest wysyłana w przestrzeń, czyli antena radiostacji nie promieniuje, natomiast przy pracy (klucz naciśnięty) antena promieniuje. Krótsze naciśnięcie klucza odpowiada kropce, zaś dłuższe — kresce.

Przekazywanie mowy ludzkiej przy pomocy fal elektromagnetycznych polega na tym, że przez mówienie do mikrofonu, włączonego do radiostacji, zachodzi tzw. modulacja energii wytwarzanej w nadajniku. Proces ten polega na tym, że największe wartości czyli amplitudy wytwarzanych fal są zmieniane w takt zmian, wywołanych przez nadawany dźwięk. Inaczej mówiąc drgania dźwiękowe są przetwarzane w obwodzie mikrofonu na drgania elektryczne, które z kolei wpływają na drgania elektromagnetyczne, wytwarzane w nadajniku. Przesyłanie ludzkiej mowy zapomocą radia nie należy do rzeczy łatwych, gdyż należy dbać o to, aby mowa została przesłana i odebrana bez poważniejszych zniekształceń.



Rys. 1. Kształt fali elektromagnetycznej.

W ten sposób korespondencja samolotu odbywa się przy pomocy radiotelegrafu, czyli fal ciągłych, oznaczonych w radiotechnice przez „A_1", lub fal modulowanych (radiotelefonu), oznaczonych przez „A_3". Istnieje natomiast i trzeci rodzaj fal przesyłanych, oznaczonych przez „A_2". Są to fale ciągłe (telegraf) tonowane. Wytwarzane są po to, aby umożliwić ich odbior zapomocą odbiorników, nie posiadających specjalnych urządzeń do odbioru fal ciągłych. Czyli poprostu znaki Morse'a przesyłane przez radio są modulowane tonem słyszalnym.

Wielkością charakteryzującą falę elektromagnetyczną jest jej długość. Długością fali nazywamy odległość między dwoma sąsiednimi grzbietami fali (rys. 1); mierzy się ona w metrach. Przypuśćmy, że punkt A fali wykona drogę do punktu B w czasie T (co odpowiada okresowi drgań fali), a wówczas przy szybkości rozchodzenia się fali elektromagnetycznej równej szybkości rozchodzenia się światła czyli 300.000 km/sek znajdziemy, że długość fali w metrach λ jest równa

$$\lambda = 300000 \cdot 10^3 \; T \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Pomiędzy okresem T i częstotliwością f drgań fali elektromagnetycznej istnieje zależność $T = \frac{1}{f}$, czyli f jest ilością okresów na sekundę lub cykli na sekundę.

Wówczas

$$\lambda = 3 \cdot 10^8 \cdot \frac{1}{f} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Otóż przy określaniu fal nadawanych i odbieranych są używane obie wielkości: długość fali elektromagnetycznej λ i częstotliwość jej drgań f. Pierwsza z tych wielkości wyraża się w metrach, zaś druga w cyklach na sekundę. Zależność między tymi wielkościami określa wzór (2).

A więc gdy mówimy: fala o długości 40 m, to znaczy że wytworzyły się drgania elektromagnetyczne o częstotliwości $\frac{30 \cdot 10^7}{40} = 7500000$ c/s = 7500 kc/s bowiem 1 kc (kilocykl) = 1000 c (cykli).

Zakresy fal nadawanych i odbieranych są podawane zarówno w metrach jak i kilocyklach na sekundę. Na przykład, gdy mówimy, że zakres fal danej radiostacji wynosi od 50 m do 100 m, to chcąc określić go w kilocyklach na sek powiadamy, że zakres ten wynosi od 6000 — 3000 kc/s.

Należy przy tym zauważyć, że im dłuższa fala, tym mniejszą ona posiada częstotliwość.

Według długości rozróżniamy na ogół fale długie, średnie i krótkie. Ścisły podział tych fal jest następujący:

długie od 30000 m do 3000 m (10 — 100 kc/s),
średnie od 3000 m do 200 m (100 — 1500 kc/s),
pośrednie od 200 m do 50 m (1500 — 6000 kc/s),
krótkie od 50 m do 10 m (6000 — 30000 kc/s).

Ostatnio wprowadzona została inna klasyfikacja, polegająca ściśle na określeniu długości fal, a więc metrowe (1 — 10 m), dekametrowe (1 — 100 m) itd.

Fale elektromagnetyczne różnie rozchodzą się w przestrzeni. Okazuje się, że część energii wypromieniowanej rozchodzi się wzdłuż powierzchni ziemi; jest to promieniowanie bezpośrednie lub powierzchniowe; część zaś rozchodzi się w przestrzeni. Promieniowanie powierzchniowe jest zależne w dużym stopniu od stanu powierzchni, po której się fala posuwa. Energia wypromieniowana w przestrzeń byłaby dla nas stracona, gdyby nie obecność rozrzedzonej i zjonizowanej warstwy powietrza, otaczającej kulę ziemską w odległości około 100 km, zwanej warstwą Heaviside'a. Przewodność tej warstwy oraz jej dolna granica wahają się w zależności od pory dnia i roku, a także od szerokości geograficznej.

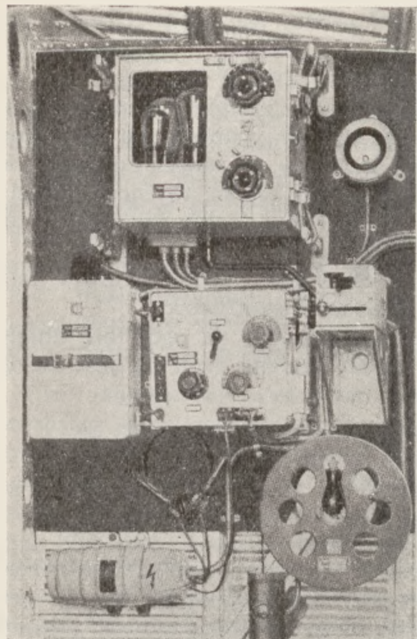
Fale przestrzenne dochodząc do warstwy Heaviside'a odbijają się od niej (zależnie od kąta padania) i powracają z powrotem na ziemię pod postacią fal odbitych. Część jednak energii jest przy tym pochłaniana w przestrzeni.

Należy stwierdzić, że fale długie pod postacią promieniowania bezpośredniego rozchodzą się najlepiej, są mało pochłaniane przez ziemię, przeto odległość, na którą one rozchodzą się, jest duża. Fale średnie są już więcej pochłaniane przez ziemię, przeto odległość ta staje się mniejszą. Najwięcej pochłaniane przez ziemię są fale krótkie, przeto odległość na którą rozchodzą się te fale pod postacią promieniowania bezpośredniego jest b. mała. Natomiast straty energii w promieniowaniu przestrzennym są tym większe, im dłuższa jest fala. Reasumując powyższe widzimy, że:

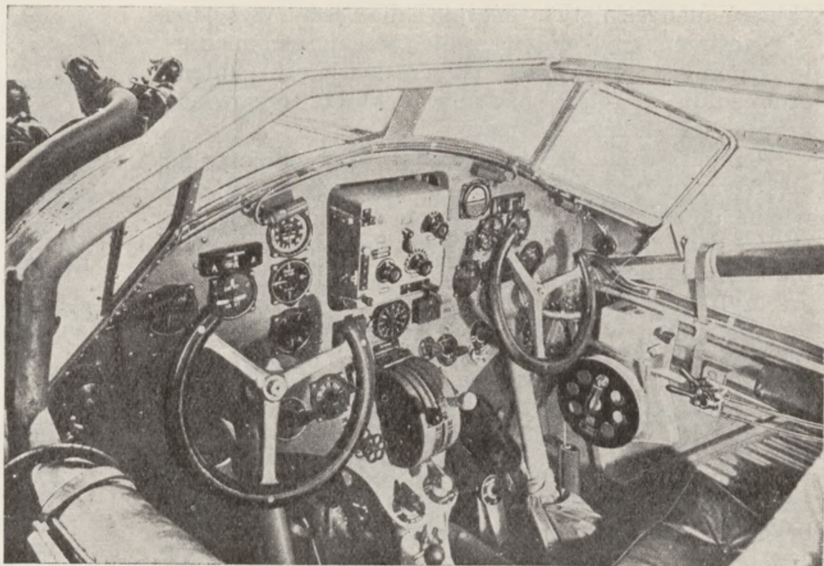
Fale najdłuższe wskutek małego pochłaniania rozchodzą się pod postacią promieniowania powierzchniowego na znaczne odległości, promieniowanie zaś odbite powoduje zwiększenie siły odbioru w nocy i zimą; posiada ono jednak znaczenie drugorzędne.

Fale średnie wskutek pochłaniania fal powierzchniowych rozchodzą się na mniejsze odległości. Uwidacznia się wpływ duży promieniowania odbitego, zwiększając odległości rozchodzenia się w nocy.

Fale pośrednie zachowują się jak średnie z tym, że przy krótszej fali pojawiają się obszary milczenia, w których energia nie daje się wykryć. Dzieje się to dlatego, że odległość promieniowania powierzchnio-



Rys. 2. Radiostacja samolotowa długofalowa.



Rys. 3. Rozmieszczenie radiostacji w kabinie pilota.

wego jest mała, zaś promieniowanie odbite zjawia się w odległościach dalszych od stacji, tworząc w ten sposób powyższe obszary pomiędzy miejscem, gdzie skończyło się promieniowanie powierzchniowe i miejscem, gdzie zjawiło się promieniowanie odbite. Obszary milczenia dla fal krótkich są już duże i tworzą dla nich zjawisko typowe, wskutek czego łączność na tych falach nie może być zapewniona na dowolnych odległościach.

Jak widzimy przeto, wybór fal w radiokomunikacji ma duże znaczenie dla otrzymania żądanego zasięgu. Pod zasięgiem radiostacji rozumiemy tę największą odległość, przy której jest możliwe jeszcze obustronne porozumiewanie się dwóch radiostacyj. W związku z tym zasięg danej radiostacji jest zależny jeszcze od tego, z jaką radiostacją ma ona korespondować. Pomocną rzeczą przy określaniu zasięgu jest moc nadajnika oraz czułość odbiornika. Pod mocą nadajnika rozumiemy moc energii doprowadzonej do obwodu antenowego. Odbiornik jest czuły wtedy, gdy odbiera słabe sygnały, pochodzące od słabych i dalekich stacyj. Zdawałoby się przeto, że chcąc otrzymać większy zasięg przy łączności samolotu z ziemią, należy zwiększyć moce radiostacyj, zwłaszcza radiostacji naziemnej i zastosować czułe odbiorniki. Myśl ta jest słuszna, lecz, jak widzieliśmy, na zasięg wpływają także warunki rozchodzenia się fal i warunki promieniowania.

Wybór zakresu fal jest zależny od rozmaitych czynników, a przede wszystkim od celu samej radiostacji. Jeżeli chodzi na przykład o zapewnienie jedynie łączności z ziemią, to jasną jest rzeczą, że lepiej zastosować stację krótkofalową, bowiem zapomocą radiostacji małej mocy i przy odpowiednim dobraniu fal korespondencyjnych można uzyskać dość znaczne zasięgi, wykorzystywując promieniowanie odbite tych fal. Obserwacje nad rozchodzeniem się fal krótkich doprowadziły do stwierdzenia, że np. fale rzędu 30 m dają bardzo duże zasięgi w nocy, zaś fale rzędu 15 m — w dzień; posiadając zaś jeszcze dwie fale przejściowe dla okresów podczas wschodu i zachodu słońca, można przy pomocy 4 długości fal utrzymać łączność 24 godzinną na dobę na dość dużych odległościach.

Chcąc otrzymać łączność na długich falach, gdzie jak wiadomo ogromną rolę odgrywa promieniowanie bezpośrednie, musielibyśmy stosować stacje dużej mocy, czyli ciężkie i wielkie, co znów jest niekorzystne dla płatowca. Oczywiście tam, gdzie długość fali jest z góry narzucona dla korenspondencji i nie może być z jakichkolwiek przyczyn w ciągu doby zmieniana, nie można brać pod uwagę zasięgów, które mogłyby być w pewnych porach uzyskane przy pomocy promieniowania odbitego. W tym wypadku zasięg może być jedynie określany tylko przy pomocy promieniowania bezpośredniego.

Jeżeli radiostacja ma służyć nie tylko dla łączności z ziemią lecz i dla celów nawigacji (np. dla namiarowania obcego — patrz niżej), wówczas stosuje się stacje długofalowe. Chcąc przy tym uzyskać większe zasięgi, trzeba stosować stacje o dużej mocy, które są ciężkie i duże. W niektórych państwach, zwłaszcza utrzymujących komunikację z odległymi koloniami, są stosowane dla łączności z ziemią stacje długofalowe i krótkofalowe zarazem. Przy bliskich odległościach, gdzie dla fal krótkich są obszary milczenia i zasięg na tych falach niepewny, korespondencja jest prowadzona na falach długich, zaś przy dalszych odległościach — na krótkich.

Na zasięg radiostacji duży wpływ wywierają warunki promieniowania. Dobre warunki promieniowania stwarzają odpowiednia antena i dobra przeciwwaga. Przeciwwagą na samolocie jest masa metalowa samego samolotu. Aby jednak ta przeciwwaga była dobra, należy wszystkie części metalowe łączyć ze sobą, przy czym połączenia muszą zapewnić dobre styki między częściami łączonymi. Najlepszą anteną jest antena pionowa. Taka antena promieniuje we wszystkich kierunkach jednakowo. Ponadto najlepsze warunki promieniowania dla anteny pionowej są stworzone wówczas, gdy ona promieniuje ćwiartką

fali. Znaczy to, że jej długość jest równa ¼ długości fali promieniowanej. Na przykład dla fali o długości 40 m najdogodniejsza jest pionowa antena o wysokości 10 m. Oczywiście niemożliwe jest zastosowanie na samolocie anteny pionowej sztywnej o takiej długości.

Rys. 4. Określenie położenia samolotu przy pomocy radionamiernika.
A i B — stałe radiostacje naziemne.

Zbliżona do anteny pionowej jest antena zwisowa, która w czasie lotu nie posiada co prawda położenia pionowego, lecz jest pochylona względem samolotu, jednak charakterystyka promieniowania takiej anteny jest zbliżona do charakterystyki anteny pionowej. Chcąc dobrać najdogodniejszą długość anteny dla pewnego zakresu fal nadawanych zwłaszcza przy falach krótkich, stosujemy te same rozważania, co i dla anteny pionowej. Mianowicie dobieramy ją tak, aby dla jednej z długości fal, położonej mniej więcej w środku zakresu, antena promieniowała najdogodniej to jest ćwiartką fali. Przy pracy na pozostałych falach zakresu stwarza się najlepsze warunki promieniowania sposobem sztucznym przez zmianę jej własności elektrycznych. W ogólności przyjęto stosować dla pracy na falach długich rzędu do 1000 m antenę zwisową o długości 60 — 100 m, zaś na falach krótkich w zakresie 50 — 100 m o długości zbliżonej do ¼ długości fali wewnątrz zakresu tj. o długości 15 — 20 m.

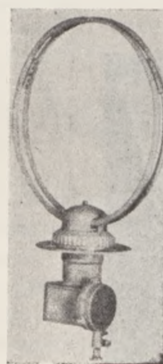
Antena zwisowa poza zaletami, jako to dobre warunki promieniowania, a przez to większy zasięg, posiada i wady. Trzeba zawsze pamiętać o jej rozwinięciu, a po tym o jej zwijaniu, gdy samolot zamierza lądować. Poza tym antena zwisowa nie pozwala na utrzymywanie łączności w wypadku, gdy samolot znajduje się na starcie lub leci nisko nad ziemią itp. W tym wypadku zachodzi potrzeba stosowania anteny stałej, w której warunki promieniowania są gorsze, niż w antenie zwisowej, co z kolei powoduje otrzymanie mniejszych zasięgów (przy tej samej mocy radiostacji).

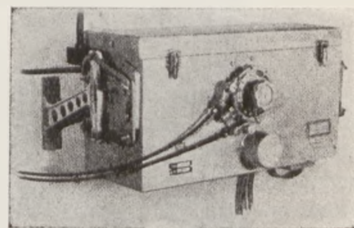
Zazwyczaj stosuje się antenę stałą rozciągniętą ponad kadłubem, bądź ponad płatami samolotu, przy pracy na falach krótkich, gdyż wtedy warunki promieniowania anteny są lepsze, niż przy pracy na falach długich. Dlatego na samolotach posiadających dwie radiostacje: długofalową i krótkofalową, do pracy na falach długich stosuje się antenę zwisową, zaś do pracy na falach krótkich antenę krótkofalową. Trzeba pamiętać, że zasięg na antenie stałej jest mniejszy, niż na antenie zwisowej, i to tym mniejszy, im bliżej płatowca biegnie antena stała. W celu polepszenia zasięgu na antenie stałej konieczne jest zawieszanie jej na specjalnych słupkach o wysokości przynajmniej do 1 m.

Kształt anteny stałej jest rozmaity, jednak powinien być tak dobrany, aby antena nie posiadała cech kierunkowości, to znaczy, że promieniowanie jej nie może być w pewnym kierunku silniejsze, niż w innym. W przeciwnym razie zjawisko takie powoduje otrzymywanie mniejszych zasięgów przy locie w jednym kierunku, niż w innym, a w pewnych położeniach samolotu nawet chwilowe zaniki odbioru.

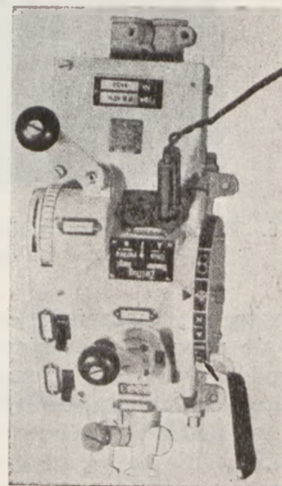
Jak wspomniano wyżej, na zasięg wpływa zastosowanie czułego odbiornika, to jest reagującego na słabe sygnały, pochodzące od słabych i dalekich stacyj. Mimo to na samolocie nie może być stosowany odbiornik o zbyt dużej czułości wskutek istnienia rozmaitych zakłóceń w odbiorze. Zakłócenia te są dwojakiego rodzaju: akustyczne i elektryczne. Akustyczne, jako to hałas silników, dają się częściowo usunąć przez szczelne przyleganie kominiarki ze słuchawkami, bądź też przez izolację akustyczną kabiny radiotelegrafisty. Zakłócenia charakteru elektrycznego mogą pochodzić: 1) od instalacji zapłonowej silnika, 2) źródeł zasilania (sieci elektrycznej) i rozmaitych odbiorników elektrycznych. Przerwa iskrowa w instalacji zapłonowej jest sama źródłem fal elektromagnetycznych o długości rzędu 50 m, przez co uniemożliwia odbiór fal na tym zakresie. Skutecznym środkiem zaradzenia temu jest całkowite ekra-

Rys. 5. Radionamiernik firmy Telefunken.


a — odbiornik,


b — rama,


c — napęd ramy,

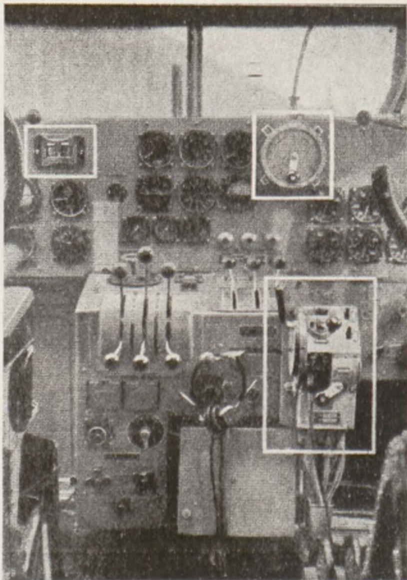

d — organy manipulacyjne,


e — wskaźnik kursu.

nowanie instalacji zapłonowej (świec, iskrowników i przewodów zapłonowych) oraz połączenia ekranu z masą samolotu. Zalecane jest łączenie ekranu przewodów co kilkanaście cm z masą samolotów. W ten sposób uniemożliwia się promieniowanie zakłóceń na zewnątrz i przedostawanie się ich na antenę radiostacji.

Źródłem zakłóceń w instalacji elektrycznej są przede wszystkim prądnice, posiadające kolektory i szczotki (które iskrzą podczas pracy) oraz regulatory napięcia, powodujące przerwy iskrowe. Konieczną rzeczą jest w tym wypadku poza ekranowaniem prądnic, regulatorów, tablic rozdzielczych, przewodów instalacji i odbiorników elektrycznych, stosowanie filtrów przeciwzakłóceniowych. Celem filtru włączanego np. pomiędzy prądnicę i dalszą częścią sieci jest uniemożliwienie przedostawania się zakłóceń z prądnicy do dalszej części sieci, zaś celem filtru regulatora napięcia jest niedopuszczenie do sieci zakłóceń pochodzących od regulatora. Wszystkie ekrany metalowe należy starannie łączyć z masą samolotu (musi być dobry styk części łączonych), zaś ekrany przewodów łączyć co kilkanaście cm z masą samolotu.

Zakłócenia w odbiorze powstają także, jeżeli naprzykład powstanie luźny styk pomiędzy łączonymi częściami metalowymi samolotu — np. między uchwytem obejmującym oplot metalowy przewodu i samym oplotem. Wówczas wskutek wibracyj w czasie lotu następuje stałe przerywanie styku. Jeżeli to przerywanie styku w takt wibracyj zachodzi w pobliżu radiostacji, wówczas zjawisko takie powoduje silne trzaski w odbiorze. Należy przeto zwracać uwagę na to, aby łączenie części metalowych w samolocie było pewne i zabezpieczone przed obluzowaniem się podczas wibracyj w samolocie. Pomimo stosowania środków zabezpieczających zakłócenia na samolocie nie dadzą się całkowicie usunąć.



Rys. 6. Rozmieszczenie radionamiernika firmy Telefunken w kabinie pilota.

Stosowanie zbyt czułego odbiornika powoduje odbiór tych wszystkich zakłóceń, które nie dały się wyeliminować, co czyni odbiór męczącym. Z tego wynika, że czułość odbiornika na samolocie jest ograniczona. Dla zwiększenia zasięgu należy zwiększyć moc stacji naziemnych tak, żeby sygnały dochodzące do odbiornika samolotu znajdującego się w żądanej odległości były dostatecznie silne. Reasumując powyższe widzimy, że po ustaleniu mocy i zakresu fal radiostacji na samolocie konieczne jest:

a) wykonanie dobrej anteny i przeciwwagi,

b) zmniejszenie zakłóceń w odbiorze na samolocie.

Co się tyczy budowy radiostacyj samolotowych, to w tym kierunku poczyniono w ciągu ostatnich lat duże postępy, dążąc do stworzenia sprzętu, któryby pod względem elektrycznym spełnił swe zadanie, będąc zarazem lekki i możliwie mały. Dla udoskonalenia sprzętu pod względem elektrycznym stosuje się lampy katodowe, będące ostatnim wyrazem techniki radiowej, zaś części składowe jak opory, kondensatory, cewki są wykonywane z nowoczesnych materiałów izolacyjnych.

W celu otrzymania sprzętu lekkiego i małego w wymiarach wykorzystywuje się dla konstrukcji skrzynek, zawierających aparaturę, nowoczesne lekkie materiały, jako to: elektron, aluminium i duraluminium, przy czym rozmieszczenie części wewnątrz aparatury wykonywane jest tak, by wykorzystać każde miejsce. Już samo wprowadzenie fal krótkich do lotnictwa było poważnym krokiem w kierunku otrzymania sprzętu małego i lekkiego przy jednoczesnym pogodzeniu się z ujemnymi stronami komunikacji na falach krótkich.

Radiostacje małej mocy wykonywane są zazwyczaj jako aparatury scalone, to znaczy, że nadajnik i odbiornik umieszczone są w jednej skrzynce. Prawda, że na przeszkodzie może stanąć brak odpowiedniego miejsca na umieszczenie scalonej aparatury. To też w niektórych państwach radiostacje składają się z kilku drobnych oddzielnych części, co pozwala na rozmieszczenie ich w różnych miejscach samolotu. Jednak wówczas trzeba się liczyć ze wzrostem ogólnego ciężaru stacji, a także z częstymi uszkodzeniami, bowiem wszelkiego rodzaju przewody łączące różne części są najczęściej źródłem chwilowych niedomagań w stacji (złe styki w gniazdach i wtyczkach, przerwy w przewodach itp.).

Zresztą w wypadku, gdy radiostacja pracuje na 2—3 stałych falach w ciągu dłuższego okresu czasu, można zastosować obsługę radiostacji z odległości, pozwalającą na uruchamianie i zatrzymywanie stacji i zmianę tych fal. Wtedy aparatura scalona może być umieszczona zdala od radiotelegrafisty w miejscu dla niej dogodnym. Dodatkowe mechanizmy zwiększają ciężar radiostacji. Na ogół ciężar radiostacji krótkofalowej waha się w granicach 2,5 — 3,5 kg 1 wat mocy.

Typowym przykładem radiostacji pokładowej jest radiostacja przedstawiona na rys. 2. Jest to radiostacja telegraficzna typu Telefunken o mocy 20 watów i pracująca na 4 stałych falach 600, 870, 900 i 930. Odbiornik tej radiostacji jest przystosowany do odbioru fal: 590 — 610 m i 870 — 930 m. Zasięg tej radiostacji wynosi około 250 km. Ciężar całkowity około 21 kg. W górnej części na rys. 2 widzimy nadajnik, obok amperomierz antenowy, poniżej w środku — odbiornik; z lewej strony odbiornika — skrzynka bateryjna, z prawej zaś — klucz telegraficzny. W dol-

nej części rysunku umieszczony jest zwijak anteny zwisowej z prawej strony oraz przetwornica zasilająca z lewej strony. Rys. 3 podaje przykład rozmieszczenia tej stacji w kabinie pilota, przy czym na tablicy przyrządów widzimy odbiornik radiostacji, zaś z prawej strony kabiny zwijak antenowy i klucz telegraficzny.

B. Urządzenia samolotowe, przeznaczone do lotów w warunkach złej widoczności

Zasada działania tych urządzeń polega na wykorzystaniu odbioru kierunkowego. Stwierdzono, że przez ustawienie płaszczyzny specjalnej anteny, wykonanej np. w postaci kilku zwojów kołowych, czyli tak zwanej anteny ramowej w kierunku przychodzącej fali otrzymuje się najsilniejszy odbiór tej fali. Ustawiwszy natomiast płaszczyznę anteny ramowej prostopadle do kierunku fali przychodzącej (to jest do prostej łączącej punkty, w którym umieszczona jest nadawcza radiostacja z punktem odbioru), otrzymamy zanik odbioru. Zjawisko to jest wykorzystane dla celów nawigacji podczas lotu w ciężkich warunkach atmosferycznych czyli we mgle, w chmurach itp. Można mianowicie zapomocą specjalnych urządzeń zwanych radionamiernikami określić w każdej chwili położenie lecącego samolotu. Sposób ten nazywa się namiarowaniem, przy czym rozróżniamy:

a) namiarowanie własne i

b) namiarowanie obce.

Przy namiarowaniu własnym radiooperator samolotu przeprowadza namiary przy pomocy urządzenia samolotowego. Przy namiarowaniu obcym czynność tę wykonują radionamierniki.

Radionamiernik składa się zasadniczo z:

1) odbiornika długofalowego, bowiem problem radionawigacji na falach krótkich nie jest dotychczas rozwiązany należycie,

2) anteny ramowej, czyli ramy, wykonanej w postaci kilku kołowych zwojów,

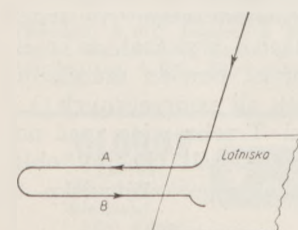
3) organów manipulacyjnych dla pokręcania ramy, strojenia odbiorników itp.,

4) urządzenia zasilającego.

Przy namiarowaniu własnym radiooperator samolotu posługuje się radionamiernikiem pokładowym i określa położenie własnego samolotu przez wykonanie namiarów względem przynajmniej dwóch stałych radiostacyj naziemnych.

Przez odbiór każdej z nich i ustawienie ramy na minimum odbioru, wyznacza się kierunek prostej łączącej punkt nadawania z punktem odbioru. Oba kierunki dadzą w przecięciu miejsce położenia samolotu (rys. 4).

Przy namiarowaniu obcym czynność tę wykonywują 2 lub 3 radionamierniki ziemne ustawione w różnych miejscach. W tym wypadku samolot musi nadawać stale sygnał, który odbierają radionamierniki. Jak widzimy, w tym celu konieczne jest posiadanie na samolocie radiostacji długofalowej, która zarazem służyć może i dla korespondencji z ziemią.



Rys. 7. System lądowania na „Z-Z".

Zapomocą radionamiernika można wykonywać lot docelowy. W tym wypadku samolot leci w kierunku radiostacji naziemnej. Po ustawieniu ramy na minimum odbioru tej stacji pilot kieruje samolotem tak, aby w słuchawkach zawsze była cisza, co będzie dowodem, że leci we właściwym kierunku. Zmiana bowiem kierunku lotu spowoduje wzrost siły odbioru, co będzie dowodem, że samolot nie leci we właściwym kierunku. Oczywiście położenie ramy raz ustawionej powinno w czasie lotu nie ulegać zmianie.

Odbiornik, wchodzący w skład radionamiernika, jest zwykłym odbiornikiem stosowanym w radiostacjach, przeto wymagania odnośnie jego dobrej pracy na samolocie są te same co dla odbiorników stacyjnych, czyli dobra amortyzacja oraz usunięcie źródeł zakłóceń, przeszkadzających w odbiorze, a zatem i w przeprowadzaniu namiarów.

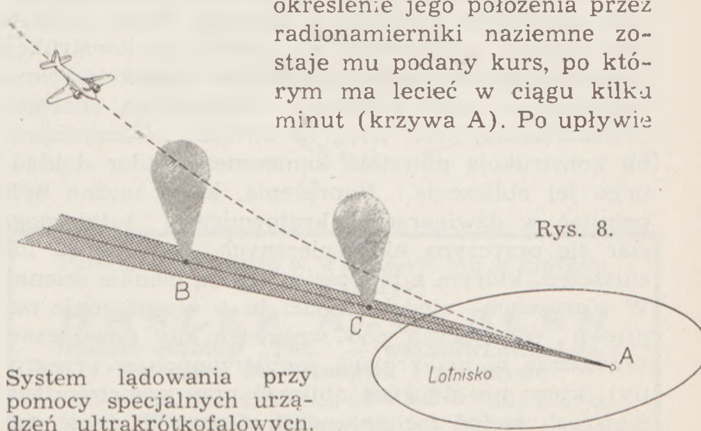
Ramę umieszcza się w specjalnej osłonie kształtu aerodynamicznego, umocowanej na osi górnej lub dolnej części kadłuba. W drewnianych samolotach rama może być schowana wewnątrz kadłuba.

Rys. 5 przedstawia typowy radionamiernik firmy Telefunken. Jak widać, manipulacja odbiornikiem odbywa się z odległości, czyli odbiornik może być zamontowany w miejscu poza zasięgiem ręki radiooperatora. Ponadto posiada on wskaźnik kursu, używany dla lotu docelowego. Jest to wygodne, gdyż pilot orientuje się co do kierunku według wskazówki zamiast według sygnałów odbieranych na słuchawki. Właściwy kierunek lotu będzie, gdy wskazówka jest w położeniu środkowym; wychylenie się jej w prawo lub w lewo wskazuje, że samolot zboczył z właściwego kierunku.

Na rys. 6 widzimy przykład rozmieszczenia skrzynki manipulacyjnej, pokrętła napędu ramy i wskaźnika kursu w kabinie pilota.

C. Urządzenia samolotowe, przeznaczone dla lądowania w warunkach złej widoczności

Wszystkie wysiłki prowadzenia samolotu w ciężkich warunkach atmosferycznych sprowadzają się do zera, jeżeli nie jest możliwe lądowanie samolotu w tych okolicznościach. Bezpieczeństwo i regularność lotu bowiem zostaje osiągnięta wówczas, gdy mamy gwarancję bezpieczeństwa wszystkich stadiów tego lotu. Lądowanie samolotu we mgle może być dokonane przy pomocy tych urządzeń, które służyły do nawigacji w locie, np. przy pomocy radiostacji pokładowej i radionamierników naziemnych. Jest to system lądowania na „ZZ" (rys. 7). Polega on na tym, że gdy samolot doleci do lotniska, wówczas przez określenie jego położenia przez radionamierniki naziemne zostaje mu podany kurs, po którym ma lecieć w ciągu kilku minut (krzywa A). Po upływie



Rys. 8. System lądowania przy pomocy specjalnych urządzeń ultrakrótkofalowych.

tego czasu kurs ma być zmieniony o 180° (krzywa B). Gdy samolot w drodze powrotnej znajdzie się znów nad lotniskim, otrzymuje wtedy sygnał „ZZ“ czyli polecenie lądowania.

W ostatnich latach lądowanie we mgle jest dokonywane przy pomocy specjalnych urządzeń samolotowych i ziemnych, pracujących przy pomocy fal ultrakrótkich o długości rzędu kilku metrów. Rozchodzenie się tych fal przez promieniowanie bezpośrednie odbywa się na niewielkie odległości, co pozwala je właśnie wykorzystać do tej bliskosiężnej nawigacji przy lądowaniu.

System ten w ogólnych zarysach polega na tym, że na lotnisku i w pobliżu są ustawione radiolatarnie, to jest radiostacje o kierunkowym promieniowaniu dzięki specjalnemu układowi anten. Jedna z tych radiolatarni *A* (rys. 8) na zadanie sprowadzić samolot na trasę lądowania. Radiolatarnie: *B* ustawiona w odległości 4 km od lotniska oraz *C* ustawiona na skraju lotniska pozwalają samolotowi odebrać ich sygnały (radiolatarnie te promieniują w górę), gdy tylko on znajdzie się nad nimi, przez co samolot orientuje się o swym położeniu, zniżając odpowiednio swój lot (wysokość samolotu przelatującego nad stacją *B* wynosi około 200 m). Po przeleceniu nad stacją *C* i odebraniu jej sygnałów samolot ląduje.

System ten jest jeszcze ulepszany w celu umożliwienia orientowania się w trasie schodzenia samolotu wg. specjalnych wskaźników optycznych, lecz wyniki osiągnięte w tym kierunku nie są jeszcze doskonałe. Urządzenia pokładowe użyte do powyższego celu są urządzeniami odbiorczymi. Zakres fal, na których one pracują, jest wolny prawie od zakłóceń tak, że istnienie, pomimo środków zaradczych, jakichkolwiek ukrytych źródeł zakłóceń nie jest groźne dla pracy tych urządzeń.

Urządzenia antenowe są b. małych wymiarów i wykonane zazwyczaj w postaci sztywnych miedzianych rur, co nie nastręcza trudności w montażu ich na samolocie jako też wyszukaniu dla nich odpowiedniego miejsca.

Wireless as a Safety Device in Aerial Transport

Summary

The paper deals with different kinds of radio devices enabling an aircraft to fly in clouds or in fog. The principles on which these devices are based and the special requirements which must be considered in the aeroplane design — such as avoiding reception disturbances, increase of aerial efficiency etc. — are explained. With regard to the identical working conditions of all kind of wireless on aircraft, only the general principles of functioning for long range navigation (radio-goniometers) and short range navigation devices (blind landing) are given.

Wyznaczanie naprężeń ścinających w belkach cienkościennych wg. D. Williamsa

Inż. Jerzy Nowiński

Wymagania, jakie praktyka stawia nowoczesnym konstrukcjom lotniczym pod względem lekkości i wytrzymałości, skłaniają do coraz większego wykorzystania materiału i w związku z tym do coraz dokładniejszych obliczeń. Jeśli niedawno zadowalano się przerzuceniem całego nieomal obciążenia na dźwigary skrzydeł lub kratownicę kadłuba, obecnie dąży się do pociągnięcia pokrycia do pełnej współpracy z zasadniczymi elementami niosącymi.

Zmiana poglądu na racjonalną pracę skrzydeł i kadłuba spowodowała inne ich ukształtowanie. Powstały konstrukcje skorupowe, w których nie widać już wyraźnych dźwigarów czy kratownic. Cała konstrukcja skorupowa stanowi jedną belkę, pracującą w sposób równomierny, i każda jej część przenosi naprężenia normalne i ścinające. Tego rodzaju, rzec można, „uaktywnienie“ przekroju konstrukcji pozwoliło na swobodne stosowanie elementów cienkościennych, które sztywność zawdzięczają obecności dostatecznej ilości wręg. W związku z cienkościenną konstrukcją powstała konieczność nader dokładnego jej obliczenia. Naprężenia, które można było pomijać w dźwigarach i kratownicach, tutaj mogą stać się przyczyną niebezpiecznych pofałdowań lub zniszczeń, którym z łatwością ulegają cienkie ścianki. W pierwszym rzędzie chodzi tu o wyznaczenie naprężeń ścinających pod wpływem siły poprzecznej (zwłaszcza w przekrojach zaopatrzonych w przegrody), które nie dają się obliczyć przy pomocy dawniejszych metod rachunkowych. Drugą trudność stanowi wyznaczenie wielkości momentu skręcającego, do czego potrzebna jest znajomość położenia środka sił poprzecznych. Sprawę tę trzeba omówić nieco szerzej.

Jak wiadomo, nieomal do czasu pojawienia się konstrukcji lotniczych panowało mniemanie, że belka, poddana działaniu sił przecinających jej oś podłużną (linię środków ciężkości przekrojów), ulega wyłącznie zginaniu. Mniemanie to wypływało z powszechnego stosowania belek posiadających dwie płaszczyzny symetrii w konstrukcjach inżynieryjnych; jeśli istniała tylko jedna płaszczyzna symetrii, obierano ją prawie zawsze jako płaszczyznę działania sił.

Z chwilą jednak gdy w lotnictwie zaczęto stosować belki o przekrojach niesymetrycznych oraz belki o przekrojach jednosymetrycznych, poddane działaniu sił, nieleżących w płaszczyźnie symetrii, przekonano się, że zginaniu belki towarzyszy w tych razach skręcanie. Na drodze doświadczalnej stwierdził dość dawno to zjawisko C. Bach i wykazał, że, o ile siła poprzeczna przechodzi przez pewien szczególny punkt przekroju (t. zw. środek sił poprzecznych [1]), można uniknąć skręcenia belki. Trzeba więc znać położenie środka sił poprzecznych, jeśli chcemy obliczyć wielkość momentu skręcającego. Zjawisko to

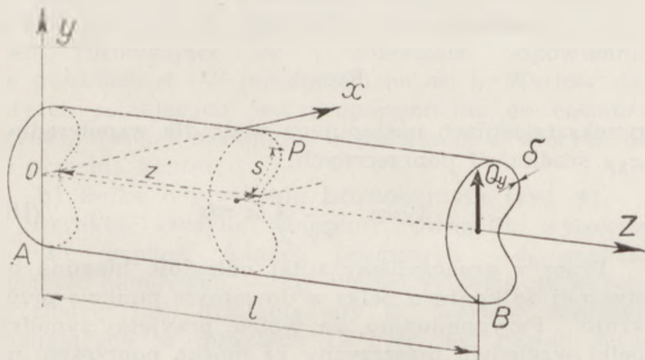
1) Środek sił poprzecznych nazywają również środkiem zginania (głównie autorzy angielscy) i (mniej właściwie) środkiem sztywności (autorzy rosyjscy). Nie należy go utożsamiać z t. zw. środkiem skręcenia (t. j. punktem, dokoła którego obraca się przekrój belki, poddanej czystemu skręcaniu), gdyż punkty te nie zawsze się pokrywają.

było widocznie obce intuicji statyków, gdyż przez długi przeciąg czasu nie było ściśle i dostatecznie ogólnie wyjaśnione, a nawet i dziś napotykamy gdzieniegdzie niezbyt trafne opinie. Do pewnego rodzaju wyjątków należą prace szkoły angielskiej, wśród nich— D. Williamsa. Artykuł niniejszy został właśnie opracowany na podstawie dwóch prac tego autora, opublikowanych w r. 1936 [2]). Stamtąd też zaczerpnięto podane tutaj przykłady. Dla każdego rozpatrywanego przekroju podajemy stale: 1-o rozkład naprężeń ścinających, 2-o współrzędne środka sił poprzecznych.

Artykuł niniejszy, jako przeznaczony dla potrzeb praktyki, zawiera tylko tyle wyjaśnień, ile to jest konieczne dla opanowania metody; pominięte zaś zostały bardziej szczegółowe rozważania, którymi w zasadzie należało by uzupełnić referowane tutaj prace.

I. Wyznaczanie naprężeń ścinających metodą minimum pracy sprężystej

Weźmy pod uwagę belkę cienkościenną o stałym przekroju (rys. 1). Przyjmijmy, że belka posiada jedną płaszczyznę symetrii xz i że początek O układu osi współrzędnych xyz został umieszczony w środku ciężkości przekroju końcowego (przekrój A). Prze-



Rys. 1

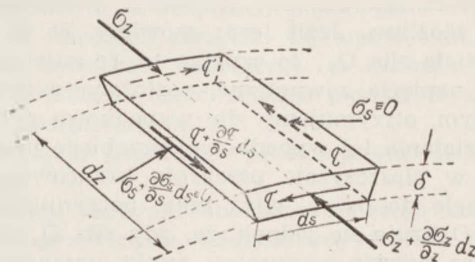
krój ten utwierdzamy w sposób, dopuszczający swobodne odkształcenie ścianek belki w kierunku tworzących. Drugi przekrój końcowy B obciążamy siłą Q_y. Położenie dowolnego punktu P belki określamy przy pomocy współrzędnej z i współrzędnej s, mierzonej po konturze przekroju poprzecznego, poprowadzonego przez punkt P. Jako początek rachuby współrzędnej s obieramy naogół dowolny punkt konturu. Zakładamy, że belka nie może ulec odkształceniu w płaszczyźnie jakiegokolwiek przekroju poprzecznego, co w praktyce uzyskujemy przez wykonanie przepon poprzecznych (wręg lub żeber). Ścianki belki uważamy jako nader cienkie w stosunku do jej wymiarów, wobec czego wolno przyjąć, że rozkład napięć w kierunku grubości ścianki nie ulega zmianie. Zastanówmy się teraz jakie napięcia działają na powierzchnie elementu ścianki, ograniczonego dwoma przekrojami poprzecznymi odległymi o dz i dwiema płaszczyznami, poprowadzonymi przez tworzące prostopadle do powierzchni belki w odległości ds od siebie (rys. 2). Napięcia, działające na ścianki tego elementu winny być ze sobą w równowadze, gdyż przyjęliśmy, że na powierzchnię belki nie działają żadne siły zewnętrzne. W związku z tym otrzymujemy z równania równowagi rzutów napięć, działających na ścianki elementu, na oś z następującą zależność między naprężeniami:

$$\delta \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} + \frac{\partial (\delta \tau)}{\partial s} = 0 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

gdzie przez σ_z oznaczyliśmy naprężenie normalne do płaszczyzny przekroju poprzecznego, przez τ — naprężenie styczne, a przez δ — grubość ścianek belki. We wzorze powyższym można skreślić wielkość δ, gdy grubość ścianek belki nie jest funkcją współrzędnej s, t.j. gdy grubość ta jest stała lub zmienia się skokami co pewien odcinek. Można wykazać, że aczkolwiek uwzględniamy tutaj wpływ siły poprzecznej (co prawda stałej), to jednak naprężenie osiowe σ_z wyraża się wzorem, znanym z elementarnej teorii wytrzymałości:

$$\sigma_z = \frac{M_x}{I_x} y \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2a)$$

gdzie M_x oznacza moment zginający belkę w płaszczyźnie yz, a I_x — moment bezwładności przekroju



Rys. 2

względem osi x. W danym razie jest (rys. 1):

$$M_x = -Q_y (l - z)$$

i wobec tego wzór (2a) przybiera następującą postać:

$$\sigma_z = -\frac{Q_y}{I_x} y (l - z) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

[2]) D. Williams. Behaviour in Bending of Thin-Walled Tubes and Channels. A.R.C. Reports & Memoranda Nr 1669 (1936). D. Williams and D. Fairbank. A Study of the Flexural Axis Positions for certain Box Sections. A.R.C. Reports & Memoranda Nr 1751 (1936).

Podstawiamy wartość σ_z z (2) do zależności (1) i otrzymujemy

$$\frac{\partial \tau}{\partial s} = -\frac{Q_y}{I_x} y \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Po scałkowaniu powyższego równania w granicach od 0 do s, otrzymujemy ostatecznie następujący wzór na naprężenie ścinające w ściankach belki:

$$\tau = -\frac{Q_y}{I_x} \int_0^s y ds + \tau_{s=0} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (I)$$

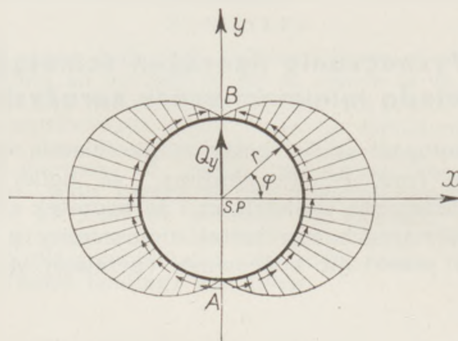
$\tau_{s=0}$ oznacza tutaj naprężenie ścinające w miejscu $s = 0$.

Jak widać, wielkość naprężenia ścinającego zależy wyłącznie od położenia rozpatrywanego punktu w przekroju poprzecznym (t.j. współrzędnej s), nie zależy zaś od tego, jaki przekrój bierzemy pod uwagę. Jest to oczywiście słuszne tylko dla obranego rodzaju utwierdzenia belki i przy poczynionym założeniu, że siła poprzeczna nie ulega zmianie wzdłuż długości belki. Jeśli chodzi o naprężenie normalne σ_s w kierunku stycznej do konturu przekroju poprzecznego, to jest ono równe zeru ze względu na przyjętą wyżej nieodkształcalność belki w tym przekroju (wobec istnienia wręg).

Zastanówmy się teraz jak należy rozumieć założenie, że przekrój B belki jest obciążony siłą Q_y. Otóż z warunków równowagi napięć działających na odcinek belki, ograniczony przekrojem końcowym i przekrojem sąsiednim (odległym o dz), wynika, że napięcia zewnętrzne winny być rozłożone według tego samego prawa, jakie normuje rozkład napięć wewnętrznych w przekrojach poprzecznych belki (wzór 1). W przeciwnym razie równowaga napięć, działających na element przekroju końcowego, nie byłaby możliwa. Jeśli teraz mówimy, że na koniec belki działa siła Q_y, to oznacza to, że sumując wektorowo napięcia zewnętrzne, rozłożone w przekroju końcowym, otrzymujemy siłę wypadkową równą Q_y. Linia działania tej wypadkowej przebiega naogół dowolnie w płaszczyźnie przekroju krańcowego (byle równolegle do osi y, gdyż takie poczyniliśmy założenie). Okazuje się jednak, że, gdy siła Q_y przechodzi przez pewien szczególny punkt przekroju (środek sił poprzecznych), belka ulega wyłącznie zgięciu bez równoczesnego skręcenia. W niniejszym artykule, poświęconym wyznaczaniu naprężeń ścinających w belce z g i n a n e j, rozpatrujemy tylko ten przypadek. W tym celu opieramy się na twierdzeniu H. R. Fishera [1]), które formułujemy w następujący sposób: gdy wypadkowe napięć ścinających w przekrojach poprzecznych belki zginanej stałą siłą poprzeczną przechodzą przez środki sił poprzecznych tych przekrojów, praca sprężysta sił wewnętrznych (napięć), występujących w ściankach belki, osiąga minimum. Wobec tego, że praca sprężysta naprężeń osiowych σ_z jest niezależna od położenia siły poprzecznej w przekroju, można poprzestać na obliczeniu pracy sprężystej naprężeń ścinających i tak dobrać wartość parametru $\tau_{s=0}$ (wzór I), aby pochodna pracy względem tego parametru była równą zeru. Zapisujemy to w następujące postaci:

$$\frac{\partial L}{\partial \tau_{s=0}} = \frac{1}{G} \oint \delta \tau \frac{\partial \tau}{\partial \tau_{s=0}} \cdot ds = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (II)$$

We wzorze powyższym L oznacza pracę sprężystą sił wewnętrznych na jednostkę długości belki, a G — współczynnik sprężystości postaciowej. Warunek (II) łącznie z wzorem (I) pozwala na obliczenie wartości naprężenia ścinającego w dowolnym miejscu belki. Położenie środka sił poprzecznych w dowolnym przekroju znajdziemy, czyniąc moment siły Q_y (względem dowolnego punktu w tym przekroju) równy sumie momentów napięć ścinających (względem tegoż punktu). Jeśli za biegun momentów obierzemy punkt, w którym oś z przebija płaszczyznę danego przekroju, to otrzymamy po prostych



Rys. 3

przekształceniach następujący wzór dla współrzędnej x_{SP} środka sił poprzecznych:

$$x_{SP} = \frac{1}{Q_y} \oint \delta \tau \, r ds \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (III)$$

Przez r oznaczyliśmy tutaj odległość bieguna od stycznej do konturu belki w dowolnym punkcie przekroju. Przypominamy, że wobec przyjętej symetrii belki względem płaszczyzny xz można poprzestać na obliczeniu odciętej x_{SP}, gdyż wartość rzędnej y_{SP} jest w danym razie równa zeru. Wzór (III) jest ważny dla każdego przekroju poprzecznego belki i dla każdego przekroju otrzymujemy tę samą wartość x_{SP} ze względu na to, że wielkości δ, τ i r nie są funkcjami współrzędnej z. Wynika stąd, że środki sił poprzecznych poszczególnych przekrojów układają się na prostej, zwanej osią środków sił poprzecznych, równoległej do tworzących belki.

Przechodzimy teraz do zilustrowania opisanej metody na przykładach.

2. Przekroje zamknięte o dwóch osiach symetrii

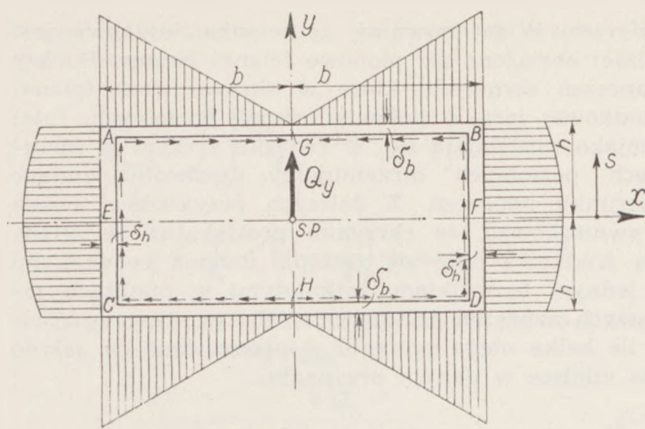
a) Belka o przekroju pierścieniowym (rys. 3).

Wobec symetrii przekroju środek sił poprzecznych pokrywa się ze środkiem symetrii (środkiem ciężkości), a wartość naprężenia ścinającego jest równą zeru w punktach, w których linia działania siły Q_y przecina kontur.

Stosując oznaczenia, przyjęte na rys. 3, otrzymujemy z wzoru (I)

$$\tau = -\frac{Q_y}{I_x} r^2 \int_0^{\varphi} \sin \varphi \cdot d\varphi + \tau_{s=0},$$

[1]) The Definition of the Flexural Centre of a Cylinder in Terms of St. Venant's Solutions for Flexure and Torsion. Praca nieopublikowana.



Rys. 4

a po wykonaniu całkowania

$$\tau = \frac{Q_y}{I_x} r^2 (\cos\varphi - 1) + \tau_{s=0}.$$

Dla $\varphi = \frac{\pi}{2}$ wartość naprężenia ścinającego (w punkcie A) jest równa zeru, a więc ostatecznie

$$\tau = \frac{Q_y}{I_x} r^2 \cos\varphi \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Jak wynika z powyższego wzoru, w ściankach przekroju powstają jak gdyby dwa strumienie naprężeń, rozbiegające się i zbiegające odpowiednio w punktach A i B położonych na osi y. Wartość naprężeń ścinających jest proporcjonalna do cosinusa kąta φ i osiąga maximum w punktach, w których oś x przecina kontur.

b) Belka o przekroju prostokątnym (rys. 4).

Szerokość skrzynki obieramy równą $2b$, wysokość — $2h$, grubość ścianek poziomych — δ_b, grubość ścianek pionowych — δ_h. Wobec symetrii przekroju względem linii działania siły Q_y wartość naprężeń ścinających w punktach G i H jest równa zeru. Współrzędną s liczymy po obwodzie skrzynki od punktu F w kierunku przeciwnym obrotowi wskazówek zegara.

Z wzoru (I) otrzymujemy wartość naprężenia ścinającego na odcinku BG ścianki poziomej, dla której $y = h$,

$$\tau_{BG} = -\frac{Q_y h}{I_x}\int_h^s ds + \tau_{s=h},$$

a po wykonaniu całkowania

$$\tau_{BG} = -\frac{Q_y h}{I_x}(s - h) + \tau_{s=h}.$$

Wziąwszy pod uwagę, że naprężenie ścinające w punkcie G jest równe zeru, otrzymujemy ostatecznie

$$\tau_{BG} = \frac{Q_y h}{I_x} x \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Podobnie obliczymy wartość naprężenia ścinającego na odcinku FB. Z wzoru (1) otrzymujemp ogólnie

$$\tau_{FB} = -\frac{Q_y}{I_x}\int_0^s yds + \tau_{s=0},$$

a po wykonaniu całkowania

$$\tau_{FB} = -\frac{Q_y}{I_x}\frac{s^2}{2} + \tau_{s=0} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6a)$$

Zauważmy, że strumień naprężeń ścinających, przebiegający w ściance pionowej, winien przejść bez zaburzeń w ściankę poziomą, wobec czego można przyrównać t. zw. wydatki naprężeń w obu ściankach w narożu B:

$$\left|\tau_{BG}\right|_{x=b} \cdot \delta_b = \left|\tau_{FB}\right|_{s=h} \cdot \delta_h$$

Uwzględniając wzory (5) i (6a), otrzymujemy na mocy powyższej równości po prostych przekształceniach

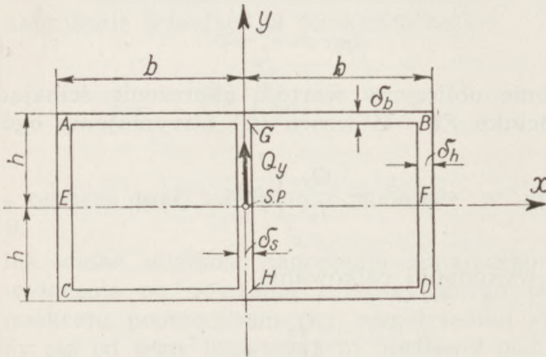
$$\tau_{FB} = \frac{Q_y}{I_x}\left[\frac{\delta_b}{\delta_h} hb + \frac{h^2 - s^2}{2}\right] \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Schematyczny rozkład naprężeń uwidoczniono na rys. 4, na którym przyjęto $\delta_h > \delta_b$. Jak widać, naprężenia ścinające w ściankach poziomych wzrastają liniowo, a w ściankach pionowych — parabolicznie. W narożach skrzynki występuje skok naprężeń (nie wydatków naprężeń!), w związku z czym naroża i środkowe części ścianek pionowych są miejscami niebezpiecznymi.

c) Belka o przekroju prostokątnym ze ścianką (rys. 5).

Wymiary skrzynki obieramy te same co w poprzednim przykładzie, uzupełniamy jednak przekrój ścianką środkowa BE o grubości δ_s. Belki tego typu stosujemy w tych razach, gdy względy konstrukcyjne skłaniają do użycia skrzynek niskich i szerokich

(np. w skrzydłach o cienkim profilu). Obliczenie naprężeń ścinających w ściankach belki aczkolwiek dość żmudne nie nastręcza zasadniczych trudności. Postępując jak w poprzednim przykładzie, wypisujemy kolejno wzory (I) dla naprężeń ścinających w poszczególnych odcinkach przekroju (*DB*, *BG*, *HG*



Rys. 5

itd.), następnie przyrównujemy wydatki naprężeń w miejscach, w których schodzą się ścianki, i wreszcie obliczamy nieznaną stałą $\tau_{s=0}$ z warunku (II). Ze względu na dość długi rachunek podajemy jedynie ostateczne wyniki:

$$\tau_{DB} = -\frac{Q_y}{I_x}\left(\frac{y^2}{2} - K\right), \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

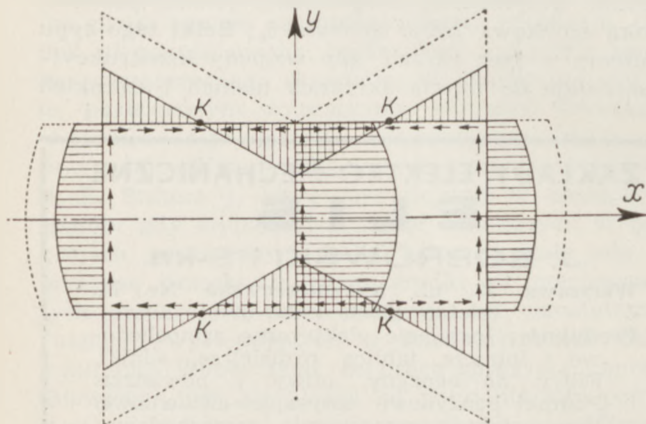
$$\tau_{BG} = \frac{Q_y}{I_x}\left[hx - h\left(b + \frac{\delta_h}{\delta_b}\,\frac{h}{2}\right) + \frac{\delta_h}{\delta_b}K\right], \quad . \quad . \quad (8)$$

$$\tau_{HG} = -\frac{Q_y}{I_x}\left[\frac{y^2}{2} - \frac{h^2}{2}\left(1 + 2\,\frac{\delta_h}{\delta_s}\right) - 2\,\frac{\delta_b}{\delta_s}\,bh + 2\,\frac{\delta_h}{\delta_s}K\right], \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

gdzie:

$$K = \frac{\delta_b(2\delta_h + \delta_s)h^3 + (4\,\delta_b^2 + \delta_h\delta_s)\,bh^2 + \delta_b\delta_s b^2 h}{2\,[\delta_b(2\delta_h + \delta_s)\,h + \delta_h\,\delta_s\,b]} \qquad (10)$$

Schematyczny rozkład naprężeń ścinających podajemy oddzielnie na rys. 6; linią przerywaną zaznaczono naprężenia ścinające w ściankach skrzynki,



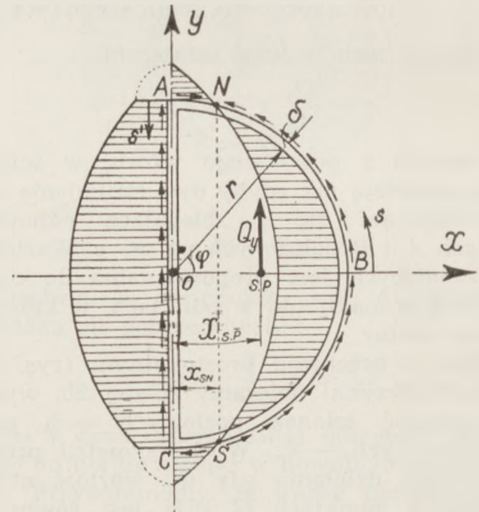
Rys. 6

nie posiadającej ścianki środkowej. Jak widać, obecność ścianki środkowej wpływa na zmniejszenie naprężeń nie tylko w ściankach pionowych, ale i w poziomych. Widać również, że ścianka środkowa jest silniej obciążona niż pionowe ścianki boczne. Punkty naprężeń zerowych, które w skrzynce bez ścianki środkowej leżą w połowie ścianek poziomych, tutaj niejako rozdwajają się, w związku z czym w ściankach poziomych otrzymujemy dwukrotną zmianę kierunku naprężeń. Z dalszych przykładów można wywnioskować, że skrzynka prostokątna ze ścianką środkową daje się zastąpić dwoma ceownikami i jednym teownikiem, zetkniętymi w punktach zerowych naprężeń ścinających (*K*, rys. 6), oczywiście o ile belka ulega zginaniu w płaszczyźnie *yz*, jak to ma miejsce w danym przypadku.

3. Przekrój zamknięty o jednej osi symetrii

d) Belka o przekroju półpierścieniowym (rys. 7).

Przekrój belki stanowi pół pierścienia kołowego *ABC* o promieniu r i grubości δ zamkniętego ścianką *AC* tej samej grubości. Początek układu współrzędnych obieramy w środku *O* pierścienia, a współrzędną s odmierzamy po obwodzie od punktu *B* jako początku.



Rys. 7

Przyjąwszy oznaczenia jak na rys. 7, otrzymujemy następującą wartość naprężeń ścinających w części *BA* (wzór I):

$$\tau_{BA} = \frac{Q_y\,r^2}{I_x}\cos\varphi + \tau_{s=0} \cdot \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Podobnie dla ścianki *AC*, dla której współrzedną s' umawiamy się odmierzać od punktu *A*,

$$\tau_{AC} = -\frac{Q_y}{I_x}\,s'\left(r - \frac{s'}{2}\right) + \tau_{s'=0} \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

Przyrównując teraz wydatki naprężeń w punkcie *A* lub same naprężenia, gdyż grubość obu ścianek jest jednakowa, otrzymujemy następującą równość:

$$\tau_{s'=0} = \tau_{s=0},$$

wobec czego:

$$\tau_{AC} = -\frac{Q_y}{I_x}\,s'\left(r - \frac{s'}{2}\right) + \tau_{s=0} \cdot \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

Przystępujemy z kolei do wyrachowania wartości pochodnej pracy sprężystej napięć ścinających

względem parametru $\tau_{s=0}$. Na podstawie wzoru (II) można napisać:

$$\frac{\partial L}{\partial \tau_{s=0}} = \int\limits_{-\pi/2}^{+\pi/2} \left[\frac{Q_y r^2}{I_x}\cos\varphi + \tau_{s=0}\right] r d\varphi +$$

$$+\int\limits_{0}^{2r}\left[-\frac{Q_y}{I_x}s'\left(r-\frac{s'}{2}\right)+\tau_{s=0}\right]ds' = 0.$$

Z powyższego równania obliczymy łatwo następującą wartość stałej $\tau_{s=0}$:

$$\tau_{s=0} = -\frac{4\,Q_y\,r^2}{3\,I_x\,(2+\pi)} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (14)$$

a więc naprężenie ścinające w części kołowej i prostej przekroju przedstawić można ostatecznie (wzory 11 i 13):

$$\tau_{CBA} = \frac{Q_y\,r^2}{I_x}\left[\cos\varphi - \frac{4}{3\,(2+\pi)}\right] \quad . \; . \quad (15a)$$

$$\tau_{AC} = \frac{Q_y}{2I_x}\left[y^2 - \frac{(14+3\pi)\,r^2}{3\,(2+\pi)}\right] \quad . \; . \quad (15b)$$

Ze schematycznego rozkładu naprężeń ścinających, pokazanego na rys. 7, widzimy, że strumienie naprężeń rozbiegają się w punkcie S i zbiegają po opłynięciu ścianek w punkcie N; oba te punkty leżą w części kołowej konturu.

Wartość odciętej x_{SN} punktów S i N znajdziemy łatwo z wzoru (15a), przyjmując wartość naprężenia τ_{CBA} równą zeru:

$$x_{SN} = \frac{4r}{3\,(2+\pi)} \simeq 0{,}26r.$$

Pozostaje jeszcze obliczenie współrzędnej środka sił poprzecznych rozpatrywanego przekroju. Wobec symetrii przekroju względem osi x punkt ten leży na osi x w odległości x_{SP} od początku układu. Odległość x_{SP} obliczymy z wzoru (III), przyjmując za biegun momentów początek układu współrzędnych i biorąc pod uwagę, że momenty napięć w ściance AC względem obranego bieguna są równe zeru. Stąd

$$x_{SP} = \frac{\delta r^4}{I_x}\int\limits_{-\pi/2}^{+\pi/2}\left[\cos\varphi - \frac{4}{3\,(2+\pi)}\right]d\varphi,$$

lub po wykonaniu całkowania

$$x_{SP} = \frac{\delta r^4}{I_x}\,\frac{2\,(6+\pi)}{3\,(2+\pi)} \simeq 0{,}53\,r \quad . \; . \; . \quad (16)$$

Z wzorów (15a) i (16b) łatwo spostrzec, że największe naprężenie ścinające występuje po środku ścianki AC.

3. Przekroje otwarte o jednej osi symetrii

Znajomość położenia środka sił poprzecznych w przekrojach belek rozciętych wzdłuż tworzących jest szczególnie ważna, gdyż belki takie, przy obranym przez nas typie utwierdzenia (dopuszczającym swobodne odkształcanie ścianek w kierunku osi podłużnej), nie mogą przenieść działania momentu skręcającego. W istocie, przyjmijmy, że belka rozcięta poddana jest działaniu czystego momentu skręcającego. Z warunków równowagi napięć działających na przekroje końcowe belki wynika, że napięcia normalne (w kierunku osi z) nie istnieją, przyjęliśmy bowiem, że na wolny koniec belki nie działa obciążenie osiowe i że przekrój oporowy nie stawia sprzeciwu odkształceniom w kierunku osi belki. Z równania (I) wynika więc, że wydatek naprężeń ścinających w ściankach belki jest stały, co zapisujemy

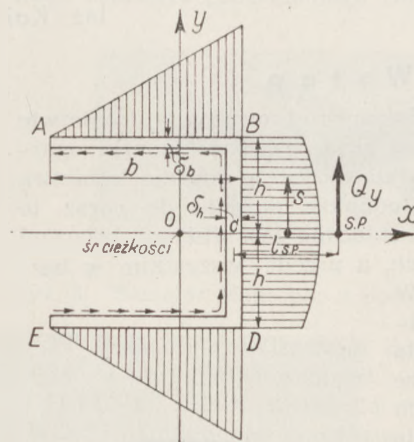
$$\delta\tau = \text{const.}$$

Jednakże w miejscach, w których przekrój jest otwarty, wydatek naprężeń ścinających musi być równy zeru (gdyż brak w tych miejscach sił powierzchniowych), a więc i wzdłuż całego konturu jest

$$\delta\tau = 0.$$

Istotnie więc belka rozcięta nie jest zdolna przenieść działanie momentu skręcającego. Inaczej rzecz się ma, gdy utwierdzenie belki nie dopuszcza przesunięć osiowych i wskutek tego w przekroju oporowym powstaje układ dodatkowych napięć osiowych w równowadze. Jednak i w tym przypadku sztywność na skręcanie belki otwartej jest niewielka. Ostatecznie więc można powiedzieć, że przy założeniach, poczynionych w niniejszej pracy, belka rozcięta może przenieść działanie siły poprzecznej tylko w tym wypadku, gdy siła poprzeczna przecina oś środków sił poprzecznych.

Rys. 8



Rys. 9

Rozpatrzymy teraz dwa przykłady przekrojów otwartych o jednej osi symetrii.

e) Belka o przekroju pierścieniowym rozciętym (rys. 8).

Z wzoru (I) otrzymujemy, stosując oznaczenia podane na rysunku,

$$\tau = \frac{Q_y}{I_x}\,r^2(\cos\varphi - 1) + \tau_{s=0} \quad . \; . \quad (17a)$$

Wobec tego, że wartość naprężenia ścinającego w miejscu rozcięcia (dla $\varphi = \pm\pi$, gdyż rozcięcie traktujemy jako nader cienkie) jest równa zeru, obliczamy z wzoru (17a) wartość stałej

$$\tau_{s=0} = \frac{2Q_y}{I_x}\,r^2,$$

a więc naprężenie ścinające jest

$$\tau = \frac{Q_y}{I_x}\,r^2(\cos\varphi + 1) \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (17)$$

Największe naprężenie ścinające, działające w punkcie C konturu, jest równe

$$\tau_{max} = \frac{2Q_y}{I_x} r^2,$$

a więc jest dwa razy większe niż maksymalne naprężenie w ściance pierścienia nierozciętego (wzór 4, przy $\varphi = 0$). Rozkład naprężeń ścinających w pierścieniu rozciętym podajemy na rys. 8.

Obliczymy teraz z wzoru (III) współrzędną x_{SP} środka sił poprzecznych; po wykonaniu prostych rachunków otrzymujemy

$$x_{SP} = 2r.$$

Widzimy więc, że rozcięcie belki, nawet nader cienkie, zmienia zasadniczo rozkład naprężeń ścinających i przesuwa oś środków sił poprzecznych na zewnątrz belki na odległość r od jej powierzchni.

f) Belka o przekroju ceowym (rys. 9).

Postępując jak w poprzednich przykładach, otrzymujemy bez trudności następujące wzory dla naprężeń ścinających w ściankach (oznaczenia według rys. 9):

$$\tau_{BA} = \frac{Q_y}{I_x} h (h + b - s), \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

$$\tau_{CB} = \frac{Q_y}{I_x} \left(\frac{\delta_b}{\delta_h} hb + \frac{h^2 - s^2}{2} \right) \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

Odległość l_{SP} środka sił poprzecznych od ścianki pionowej, obliczona z wzoru (III), jest równa

$$l_{SP} = \frac{3 \delta_b b^2}{2 \delta_h h + 6 \delta_b b} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

Porównując wzory dla naprężeń ścinających w ściankach skrzynki prostokątnej (5) i (6) z takimiż wzorami dla belki ceownikowej (18) i (19), widzimy, że postać ich jest identyczna. Jedyną różnicę stanowi wartość momentu bezwładności I_x, dwa razy większa dla belki skrzynkowej. Wynika stąd, że skrzynkę prostokątną możnaby w danym razie zastąpić dwoma zestawionymi razem ceownikami (por. przykład c).

Shear Distribution in Thin-Walled Beams in Bending.

Summary.

Using the minimum-of-strain-energy method, equations for the distribution of shearing stress in various thin-walled sections are developed, following several reports by D. Williams. The position of the centre of shear is found with the help of Fisher's theorem.

Podwozia trójkołowe

Inż. Karol Wójcicki

Wstęp

Wyścig szybkości zapoczątkowany w lotnictwie przed kilku laty przez przemysł amerykański ogarnął obecnie bez wyjątku wszystkie rodzaje lotnictwa na całym świecie. Jednakże dążenie do coraz to większych szybkości opłacane jest dużymi ofiarami w innych dziedzinach, a przede wszystkim w bezpieczeństwie lotu. W konsekwencji działalność lotnictwa została ograniczona do dobrze urządzonych dużych lotnisk, czas szkolenia pilotów znacznie się przedłużył, oraz powiększyły się znacznie możliwości katastrofy podczas lądowań przymusowych, nocnych lub we mgle.



Rys. 1. R. W. D.-20. Fot. D. W. L.

Zagadnienia te najbardziej dotyczą lotnictwa turystycznego, dla którego rzeczą normalną jest korzystanie z przygodnych lądowisk, oraz udostępnienie sportu lotniczego szerokim masom społeczeństwa, co znowu z góry przesądza możliwość doskonałego wyszkolenia pilotów.

Zrozumiałe staje się zatem zainteresowanie się tą sprawą przede wszystkim Anglii i Ameryki, posiadających lotnictwo turystyczne prywatne. I tak spis samolotów na terenie Stanów Zjednoczonych wykonany przez Dept. of Air Commerce wykazał, że lotnictwo turystyczne prywatne obejmuje 64% całej ilości samolotów cywilnych.

W Anglii zagadnienie powiększenia bezpieczeństwa podczas lądowania szybkich nowoczesnych samolotów jest specjalnie aktualne ze względu na specyficzne warunki atmosferyczne.

W Polsce zagadnienia te nie nabrały jeszcze dostatecznej ostrości, gdyż nasze lotnictwo turystyczne posiada samoloty wolne, obfitość zaś dobrych lądowisk umożliwia bezpieczne lądowanie podczas wypadku. Należy jednak wkrótce oczekiwać dalszego rozwoju lotnictwa turystycznego, które powinno się oderwać od podstawowych baz, jakimi są aerokluby i dotrzeć do miasteczek i zgrupowań młodzieży. Również powstanie klasy prywatnych posiadaczy samolotów jest uzależnione od jak największego uproszczenia pilotażu i powiększenia bezpieczeństwa lotu.

Nie należy też zapominać, że znaczne uproszczenie pilotażu może być specjalnie cenne podczas szkolenia pilotów w czasie wojny.

Zmniejszenie bezpieczeństwa lotu na nowoczesnych samolotach polega zarówno na powiększeniu szybkości lądowania jak i na zajęciu pilota bezpośrednio przed lądowaniem wykonaniem szeregu czynności jak: otwarcie klap, otwarcie podwozia, przestawienie statecznika, przestawienie dźwigni sterowania silnika, włączenie dodatkowych zbiorników itp. Czynności te zabierają tak dużo czasu i tak absorbują uwagę, że przy mniej wprawnym pilocie, lub w czasie wypadku kończy się to podejściem ze zbyt dużą szybkością i „przesmarowaniem" lotniska.



Rys. 2. Samolot Timm 840.

Wielkie obciążenie powierzchni nośnej nowoczesnego samolotu przy stosunkowo małych nadmiarach mocy czyni go znacznie mniej czułym na dodanie gazu, co w konsekwencji przesądza możliwość wyrwania go z trudnych sytuacji przy lądowaniu.

Użycie hamulców przy obecnym typie podwozi jest ograniczone warunkiem kapotażu, wobec czego po błędnym, lub wypadkowym lądowaniu pilot jedzie z szybkością kilkudziesięciu kilometrów na godzinę na ewentualną przeszkodę, mając do wyboru zderzenie się z nią, lub kapotaż. Trudno mówić w tym wypadku o bezpieczeństwie lub przyjemności latania.

Trudności te, jak widać, są tak poważne, że zarówno w Europie, jak i w Ameryce przystąpiono do pracy nad ich usunięciem. Najlepszym środkiem na nie okazało się podwozie trójkołowe.

Historja rozwoju trójkołowca

Układ trójkołowy znany już był w początkowej erze lotnictwa. Zastosował go Curtiss w 1912 r. na dwumiejscowym dwupłacie. Koło przednie było jednakże związane z tylnymi w sztywną całość, stanowiąc jedynie zabezpieczenie przed kapotażem.

W tym samym czasie Breguet zaopatrzył swój trzymiejscowy dwupłat w podwozie trójkołowe, przy czym przednie koło było sterowane przez pilota za pośrednictwem orczyka. Stanowiło to zatem niemal kompletne rozwiązanie tak szeroko dzisiaj dyskutowanego zagadnienia, zwłaszcza, że podwozie zaopatrzone było w amortyzatory olejowe. W obydwu wyżej wymienionych pierwotnych konstrukcjach koła tylne były umieszczone bardzo blisko środka ciężkości i dlatego były obciążone prawie całkowitym ciężarem samolotu, co zmniejszało wpływ kółka przedniego na sterowność podczas kołowania.

W 1929 r. wznowił zapomnianą koncepcję konstrukcyjną dr Focke w bezogonowcu Focke - Wulf. W tym czasie przemysł amerykański szukał nowych rozwiązań, które byłyby dość atrakcyjne dla prywatnych nabywców. Podwozie trójkołowe doskonale się na to nadawało, stąd więc zainteresowanie się nim przemysłu lotniczego, który buduje prototypy i prowadzi intensywne studia nad własnościami tej konstrukcji. W wyniku tych prac zbudowano kilka samolotów, między innymi: Stearman-Hammond na zamówienie Dept. of Commerce U. S.; The Gwinn Air Car, zbudowany jako samolot dla analfabetów pilotażu; Waterman Arrowbile, bezogonowiec przystosowany do przewozu po drogach bitych; Explorer Abramsa [9], mający służyć jako samolot doświadczalny. Oprócz tego usiłowano przerobić na trójkołowce szereg samolotów, zaopatrzonych w zwykłe podwozia. Przykład stanowi samolot Waco typ N [7], przystosowany do dalekiej turystyki.

Niezależnie od przeprowadzonych prób przemysł amerykański zdecydował wprowadzenie podwozia trójkołowego do budowy seryjnej, co wyraziło się w wykonaniu serii samolotów pasażerskich 6-cio miejscowych typu Timm, oraz w budowie najnowszego samolotu pasażerskiego Douglas DC 4.

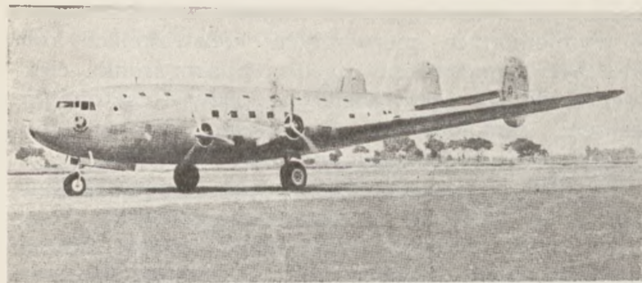


Rys. 3. Samolot Monospar z podwoziem trójkołowym.

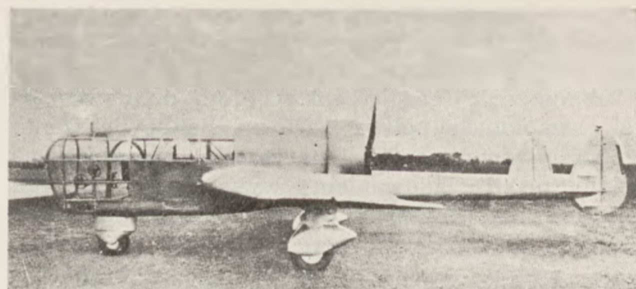
W Holandii zrealizowano doświadczalny trójkołowiec Dutch Scheldemusch. W ubiegłym roku f. DWL w Polsce wykonała przeróbkę samolotu RWD 13, zamieniając podwozie normalne na trójkołowe, przy czym wykonano kilka próbnych konstrukcji.

W Anglii podjęto szereg poważnych prac, zarówno na polu teorii, jak i doświadczalnym, między innymi prof. G. T. R. Hill [1] *) zbudował samolot doświadczalny „Monospar", na którym przeprowadzono całokształt badań odnośnie działania, warunków obciążenia i trwałości podwozia trójkołowego. Wyraźnym dowodem zainteresowania się tą sprawą sfer

*) Cyfry w nawiasach kwadratowych odnoszą się do spisu literatury podanego przy końcu artykułu.



Rys. 4. Douglas DC-4.



Rys. 5. Abrams Explorer.

lotniczych w Anglii była dyskusja na posiedzeniu Royal Aeronautical Society w grudniu 1937 r. nad zagadnieniem podwozia trójkołowego [4].

Przeróbkę starych samolotów na trójkołowce usiłowano przeprowadzić przez dodanie koła z tyłu za środkiem ciężkości samolotu i wysunięcie kół głównych do przodu. Była to konstrukcja, opracowana przez Cowey'a przede wszystkim w zastosowaniu do przeróbki starych jednosilnikowych samolotów wojskowych.

Warunki lądowania

Należy teraz rozważyć na czym polega polepszenie warunków bezpieczeństwa podczas lądowania przy zastosowaniu podwozia trójkołowego.

Na samolocie z normalnym podwoziem za doskonałe lądowanie na doskonałym lotnisku może być uważane lądowanie przy szybkości opadania równej lub bliskiej zera, bez względu na szybkość postępową. Jeśli nawierzchnia lotniska nie jest doskonała, co w praktyce jest rzeczą normalną, każde zderzenie z przeszkodą kół, umieszczonych przed środkiem ciężkości powoduje zadarcie nosa samolotu w górę. Jeśli lądowanie było wykonane przy szybkości większej niż szybkość przeciągnięcia i przy położeniu odpowiadającym lądowaniu na koła — wtedy siła nośna równoważy ciężar samolotu, gdyż amortyzatory po pochłonięciu pewnej ilości energii zostają zahamowane w swym ruchu powrotnym i nie mogą one pochłonąć w tak krótkiej chwili energii nagromadzonej w oponach, które oddają ją samolotowi co w rezultacie powoduje wyskok. Następuje wtedy utrata nośności na skutek zahamowania samolotu i spadek z dużą szybkością, co powoduje nowy wyskok, przechył na skrzydło lub kapotaż, zależnie od stanu lotniska i szybkości postępowej.

W rzeczywistości za doskonałe lądowanie na lotnisku o średnim stanie nawierzchni należy uważać lądowanie wykonane z minimalną szybkością opadania i przy szybkości postępowej dostatecznie bliskiej szybkości przeciągnięcia.

Dzięki temu, jeśli nawet zderzenie z przeszkodą spowoduje wyskok samolotu, to będzie on niezbyt wielki, gdyż w tym wypadku siła nośna będzie znacznie mniejsza od ciężaru samolotu. W rezultacie lądowanie może być wykonane prawidłowo.

Pomijając już trudność wykonania właściwego podejścia do lądowania mamy jeszcze trzy inne czynniki do uzgodnienia przy prawidłowym lądowaniu, a mianowicie: szybkość opadania, szybkość postępowa i wysokość przepadnięcia, przy czym szybkość postępowa powinna być bliska szybkości przeciągnięcia, a dwa inne czynniki w przybliżeniu równe zeru. Zatem nauka lądowania będzie nauką koordynacji tych trzech czynników, co nie jest rzeczą łatwą.

Ocena wysokości wyrównania przy nowoczesnych samolotach jest dość trudna ze względu na dużą szybkość opadania, szczególnie w samolotach kabinowych, gdzie pilot siedzi w samym przodzie samolotu i nie widzi go podczas lądowania.

Lądowanie z szybkością opadania większą od zera nie jest doskonałe, ale nie jest niebezpieczne, gdyż energia kinetyczna spadku może być przejęta przez amortyzację podwozia. Oczywiście, przy opadnięciu ze zbyt dużej wysokości, lub przy lądowaniu z lotu ślizgowego, energia spadku może być tak duża, że przekroczy możliwości amortyzacji, w rezultacie nastąpi dobicie amortyzatorów i opon, co spowoduje wyskok samolotu, grożący zawsze katastrofą.

Okazuje się zatem, że czynnikiem decydującym o bezpieczeństwie lądowania jest szybkość postępowa samolotu, która musi być doprowadzona do wartości bliskiej szybkości przeciągnięcia. Wyczucie tej granicy jest dość trudne i może być zdobyte dopiero po długim szkoleniu.

Zasadniczą korzyścią, osiąganą przy podwoziu trójkołowym jest możność lądowania z dużą szybkością, wskutek czego zyskuje się znaczne ułatwienie lądowania przy zupełnym bezpieczeństwie.

Brak tendencji do wyskoków przy lądowaniu z szybkością na podwoziu trójkołowym tłumaczy się tym, że koła tylne są przesunięte poza środek ciężkości. Jeśli zatem zetkną się one pierwsze z gruntem, jak to się normalnie dzieje, to spowodują powstanie momentu obrotowego, przechylającego samolot nosem do dołu, oraz zmniejszenie wyporu.

Jeżeli lądowanie przy dużej szybkości jest wykonane poprawnie, to amortyzacja podwozia pokonuje tylko nierówność lotniska, jeżeli zaś wyrównanie nie jest prawidłowe, to amortyzacja musi pochłonąć energię spadku. Przy katastrofalnych lądowaniach po dobiciu amortyzatorów i opon powstają obciążenia, mogące zniszczyć konstrukcję podwozia, jednakże nie nastąpi kangurowanie. W wypadku gdy przednie koło najpierw zetknie się z gruntem, to nastąpi obrót, powodujący dociśnięcie tylnych kół do gruntu i na skutek ich reakcji obrót w przeciwnym kierunku i tak dalej aż do całkowitego stłumienia wahań, jednak bez tendencji do wyskoków.

Stąd widać, że lądowanie na trójkołowcu jest znacznie łatwiejsze i bezpieczniejsze niż na samolotach zaopatrzonych w normalne podwozia.

Hamowanie

Rozważanie warunków lądowania, przeprowadzone w poprzednim rozdziale nie uwzględnia ograniczenia terenu lotniska. Uproszczenie to zrobiono dla łatwiejszego przeprowadzenia porównania między obydwoma typami podwozi. Przy rozważaniu całokształtu zagadnienia lądowania konieczne jest jednak uwzględnienie ograniczoności terenu lotniska. Sprowadzi się to do uzupełnienia trzech poprzednich warunków dobrego lądowania czwartym, którym jest właściwe wykonanie podejścia. Podejście powinno być tak wykonane, aby po zetknięciu kół z ziemią pozostawała dostateczna przestrzeń lotniska dla zahamowania samolotu. Zatrzymanie się samolotu powinno nastąpić przed granicą lotniska.



Rys. 6. Stearman Hammond.

Przy niewłaściwym podejściu, lądowanie następuje zbyt blisko granicy lotniska, co grozi niebezpieczeństwem wpadnięcia na przeszkodę. Dla usunięcia tego niebezpieczeństwa zastosowano hamulce. Należy jednak stwierdzić, że przy obecnym typie podwozi wykorzystanie hamulców jest niedostateczne. Intensywność hamowania jest uzależniona od zachowania równowagi między momentem hamulców, a momentami od sił aerodynamicznych i masowych.



Rys. 7. Samolot Waco typ N.

W miarę zmniejszania się szybkości w czasie dobiegu konieczne jest zwalnianie hamulców, gdyż wpływ sił aerodynamicznych szybko maleje i utrzymanie stałego momentu hamującego grozi kapotażem. Zatem w chwili gdy obciążenie kół samolotu jest dostatecznie duże i umożliwia wykorzystanie hamulców, trzeba je zwalniać.

Nawet silne wysunięcie podwozia do przodu, stosowane przy samolotach o dużym obciążeniu powierzchni nośnej, nie wiele polepsza sytuację. Powyższa niedoskonałość dotychczasowego typu podwozi daje się specjalnie odczuwać podczas lądowania w nocy lub przy złych warunkach atmosferycznych.

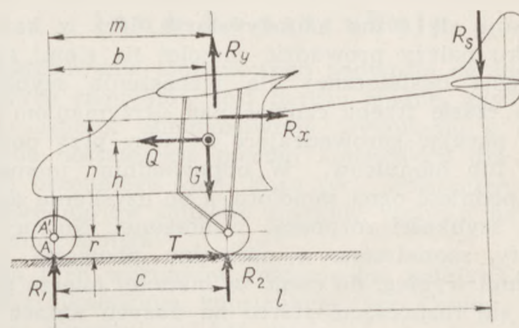
Wtedy po niewłaściwym podejściu i wytraceniu szybkości nie pozostaje pilotowi nic innego do wykonania jak lądować przed siebie, ponieważ przy nowoczesnych wysokoobciążonych samolotach możliwość wyrwania ich przez dodanie gazu jest bardzo problematyczna. Zahamowanie na czas samolotu w podobnych wypadkach zapobiegło by katastrofie, jednak nie zawsze to jest możliwe z powodu ograniczenia warunkiem kapotażu możliwości pełnego użycia hamulców. Przy podwoziu trójkołowym hamulce mogą być wykorzystane całkowicie, niezależnie od szybkości i położenia samolotu.

Jak widać z rys. 8 czynnikami wpływającymi na intensywność hamowania są: obciążenie kół, siła masowa, siła aerodynamiczna na usterzeniu i opór aerodynamiczny samolotu. W wypadku zastosowania hamulców tylko na tylnych kołach samolot po zahamowaniu będzie miał tendencję obrócenia się dokoła punktu A'.

Moment hamowania wyrazi się wówczas równaniem:

$$Tr = G \cdot b + R_x \cdot n + R_s \cdot l - Q \cdot h + - R_y \cdot m - R_2 \cdot c \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$

W wypadku zastosowania hamulców na wszystkich trzech kołach obrót nastąpi dokoła punktu A.



Rys. 8.

Moment hamujący dla tego wypadku wynosi:

$$T'r = G \cdot b + R_x \, . \, (n + r) + R_s \, . \, l - Q \cdot (h + r) + - R_y \, . \, m - R_2 \cdot c \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (2)$$

Z równania (1) wynika wyraźnie, że w miarę zmniejszania się szybkości samolotu, wpływ czynników aerodynamicznych i siły masowej maleje, w wyniku czego można uzyskać większe obciąžnie kół i powiększyć intensywność hamowania. A więc zagadnienie przedstawia się wręcz odwrotnie w stosunku do poprzedniego.

W wypadku zastosowania hamulców na dwóch kołach tylnych (równanie (2), moment hamujący powoduje silniejsze dociskanie przedniego koła i odciążenie kół tylnych. Wywołuje to nachylenie samolotu do przodu i zmniejszenie siły nośnej, co z kolei wpływa na powiększenie obciążenia tylnych kół. W przybliżeniu można więc założyć, że intensywność hamowania nie została zmniejszona. Zaznaczyć jednak należy, że ta skłonność samolotu trójkołowego do nachylania się do przodu przy lądowaniu z hamulcami zablokowanymi może być bardzo niewygodna dla członka załogi, siedzącego w przodzie samolotu. To

też przy wielkich samolotach należałoby raczej rozpocząć hamowanie dopiero po pewnym zmniejszeniu szybkości postępowej w czasie dobiegu.

Przebieg hamowania będzie nieco inny, gdy wszystkie trzy koła zostaną zaopatrzone w hamulce. Wpływ zahamowanego przedniego koła spowoduje odciążenie kół tylnych. Odciążenie to będzie zależne od wzajemnego ustosunkowania elementów samolotu oraz cd szybkości jazdy. Temat powyższy został szczegółowo opracowany przez inż. Rogalskiego w jego wykładzie habilitacyjnym.

Jednak stosowanie hamulców na wszystkie trzy koła nie wydaje się zbyt korzystne ze względu na warunki stateczności z których wynika, że koło przednie powinno być samonastawne.

Poza tym należy pamiętać, że możliwość maksymalnego wykorzystania hamulców powoduje konieczność należytego ich opracowania zarówno pod względem trwałości i wydajności jak i odprowadzania ciepła, wytwarzanego podczas hamowania.

Hamulce obecnie stosowane nie odpowiedzą prawdopodobnie tym warunkom przede wszystkim ze względu na niedostateczną pojemność cieplną i nagrzewanie opony. Również budowa i grubość bieżni opon samolotowych ulegnie prawdopodobnie zasadniczym zmianom.

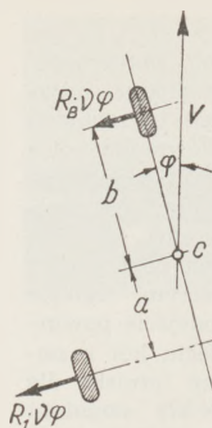
Start.

Stosuje się różne metody startu, lecz w każdym wypadku należy prowadzić samolot na ziemi aż do osiągnięcia dostatecznej dla wznoszenia szybkości. W tym czasie trzeba czuwać nad utrzymaniem kierunku, parując sprowadzające impulsy przy pomocy sterów lub hamulców. W odpowiednim momencie trzeba podnieść ogon samolotu, a po uzyskaniu dostatecznej szybkości rozpocząć wznoszenie. Nowoczesne samoloty, zaopatrzone w normalne podwozia mają dość długi wybieg, do czego w znacznej mierze przyczynia się rozpoczęcie startu na dużych kątach natarcia, wskutek czego samolot w pierwszej fazie startu aż do podniesienia ogona jest silnie hamowany przez opory aerodynamiczne. W rezultacie powoduje to znaczne opóźnienie chwili, w której zostaje osiągnięta szybkość dostateczna dla oderwania się od ziemi. Dobra stateczność kierunkowa, zabezpieczenie przed kangurowaniem i przed kapotażem, bardzo ułatwiają wykonanie startu na trójkołowym podwoziu, gdyż rola pilota sprowadza się tylko do manewrowania przepustnicą silnika i do ściągnięcia drążka po oderwaniu się samolotu od ziemi.

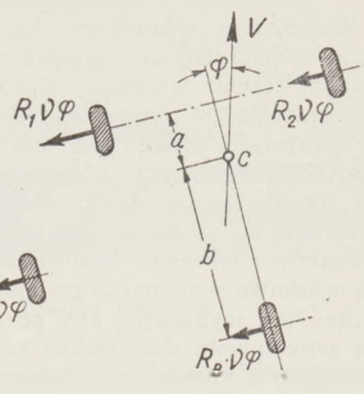
Samolot zaopatrzony w trójkołowe podwozie znajduje się przez cały czas startu w położeniu lotu, co przyczynia się do znacznego skrócenia rozbiegu, gdyż prędzej osiągnięta zostaje szybkość dostateczna dla oderwania się od ziemi.

Stałe utrzymywanie samolotu w położeniu lotu jest również bardzo wygodne dla pasażerów i zapewnia załodze dobrą widoczność na ziemi. Start z nierównego, lecz dostatecznie twardego terenu jest w znacznej mierze polepszony dzięki temu, że jest uniemożliwione oderwanie się samolotu od ziemi przed osiągnięciem dostatecznej szybkości.

Jednakże w wypadku miękkiego terenu, na którym koła samolotu będą się zarywały w grunt, start samolotu trójkołowego, gdzie koła są bardziej obciążone niż przy normalnym podwoziu, będzie trudniej-



Rys. 9



Rys. 10

szy lub zgoła niemożliwy. będzie trudniejszy lub zgoła niemożliwy. W wypadku niewłaściwego doboru amortyzatorów w stosunku do obciążeń kół tylnych i przedniego mogą wystąpić bardzo nieprzyjemne wahania samolotu dokoła osi poprzecznej. Powyższe zjawisko zaobserwowano na bezogonowcu Focke-Wulf.

Oprócz znacznego skrócenia samego rozbiegu podczas startu osiąga się przy podwoziu trójkołowym również znaczne skrócenie czasu kołowania. Samolot może kołować niezależnie od kierunku wiatru z szybkością około 30 km/godz, wykonać zakręt bez zatrzymania się i rozpocząć start mając już rozpęd.

Stateczność kierunkowa.

Zarzucanie samolotu podczas lądowania spowodowane jest zakłóceniem ruchu w jego początkowej fazie, powiększającym się w wypadku niedostatecznego momentu ustateczniającego. W rezultacie może dojść do nagłego skrętu przy końcu lądowania, co zwykle kończy się zniszczeniem podwozia. Oczywiście przy dość wczesnej reakcji ze strony pilota można przy pomocy manewrowania hamulcami i sterem kierunku utrzymać samolot w linii prostej. Według pracy dr S. Neumarka [5] decydujący wpływ na stateczność kierunkową wywierają niesymetryczne siły tarcia, powstające po najmniejszym zaburzeniu początkowym; poza tym dużą rolę odgrywa umieszczenie kół i płozy, a w wypadku podwozia trójkołowego, koła przedniego w stosunku do środka ciężkości samolotu. Czynniki aerodynamiczne: moment kierunkowy i siła poprzeczna grają poważniejszą rolę tylko w początkowej fazie, gdyż są one proporcjonalne do kwadratu szybkości jazdy.

Wobec powyższego dla porównawczego rozpatrzenia własności obydwu typów podwozi, wystarczy uwzględnić tylko siły tarcia. Przy tych uproszczeniach warunek stateczności kierunkowej wyrazi się wzorem:

$$M_{st.} = \frac{Q}{R}\,\frac{\nu_A \nu_B \varepsilon_A \varepsilon_B (b-a)^2 - (\nu_B \varepsilon_B b - \nu_A \varepsilon_A a)\, v^2/g}{\nu_A \varepsilon_A + \nu_B \varepsilon_B}$$

gdzie

Q — ciężar samolotu (kg)

$\gamma_1 = \frac{1}{R}$ — krzywizna toru $\left(\frac{1}{\mathrm{m}}\right)$

ν_A; ν_B — współczynniki tarcia bocznego

ε_A; ε_B — udziały podwozia i ogona w przeniesieniu całego ciężaru samolotu $(Q - P_y)$

P_y — siła nośna
v — szybkość jazdy samolotu (m/sek)
g — przyspieszenie ziemskie (m/sek^2)
a i b — odcinki uwidocznione na szkicach (m)

W przybliżeniu można przyjąć, że współczynnik tarcia bocznego $\nu_A = \nu_B = 5$.

Jak wynika z powyższego wzoru i z rys. 9 oraz 10, podwozie normalne jest w zasadzie niestateczne, gdy nie posiada czynnika ustateczniającego w postaci kółka ogonowego lub płozy z pazurem.

Podwozie trójkołowe posiada bardzo dobrą stateczność kierunkową, gdy przednie koło jest samonastawne. Wnioski powyższe są potwierdzone wynikami badań wykonanych w Anglii na samolocie „Monospar", w Ameryce na samolocie trójkołowym „Explorer" i w Polsce na „RWD 20" z trójkołowym podwoziem.

Próby stateczności kierunkowej, wykonane na samolocie „Monopar" przeprowadzone przy dużych i małych szybkościach kołowania, przy wietrze o szybkości około 30 km/godz pod wiatr, wpoprzek i z wiatrem dały bardzo dobry rezultat. W tych warunkach samolot posuwał się po linii prostej bez jakichkolwiek poprawek kierunku sterem lub hamulcem. Dalsze próby lądowania w poprzek wiatru wykonano przy wietrze porywistym o szybkości przekraczającej 35 km/godz. Wszystkie lądowania wykonano prawidłowo bez jakiejkolwiek tendencji do zarzucania. Próby przeprowadzone przez DWL z samolotem trójkołowym RWD 20 wykazały, że posiada on b. dobrą zwrotność, gdyż możliwe było wykonywanie bardzo ciasnych skrętów, ósemek, obrotów o 360° itp. bez zatrzymywania, przy szybkości ok. 30 km/godz. Promień krzywizny skrętu nie był w żadnym wypadku większy niż ok. 8 m. Możliwe było również kołowanie z szybkością 30—40 km/godz po terenie pokrytym zamarzniętymi kretowiskami, bruzdami i tp. bez jakiejkolwiek poprawki kierunku sterem lub hamulcami. Stateczność samolotu została sprawdzona podczas wykonywania lądowań zarówno z kołami luźnymi jak i zablokowanymi. W każdym wypadku stwierdzono dobre utrzymywanie kierunku i brak jakiejkolwiek tendencji do zarzucania. Należy zaznaczyć, że przy lądowaniu z kołami zablokowanymi pozostawały one w tym stanie podczas całej drogi dobiegu, dzięki czemu dobieg zmniejszył się o około 50%.

Kołowanie

Przy normalnym podwoziu kołowanie może odbywać się tylko przy pomocy hamulców i steru kierunkowego. Nie rzadko jednak podczas wietrznej pogody lub przy zamarzniętym gruncie okazuje się konieczność pomocy mechaników dla odprowadzenia samolotu na start. Posługiwanie się hamulcami przy kołowaniu jest ograniczone wskutek nagrzewania się ich, poza tym przy niedostatecznej wprawie pilota lub śliskim gruncie może prowadzić do bardzo gwałtownych zmian kierunku. Skuteczność sterów nie zawsze jest dostatecznie duża, zwłaszcza przy małych szybkościach jazdy.

Jak już poprzednio zaznaczono, dla uzyskania dostatecznego stopnia stateczności przy lądowaniu konieczne jest zastosowanie w podwoziu trójkołowym przedniego koła samonastawnego, które nie dawało by momentów destabilizacyjnych. Przez związanie tego koła z orczykiem umożliwia się pilotowi bardzo łatwe i skuteczne sterowanie samolotem podczas kołowania bez potrzeby używania hamulców.

Dzięki temu jest możliwe powiększenie szybkości kołowania, gdyż nie traci się energii napędowej na grzanie hamulców. Poza tym uzyskuje się możność wykonywania wszelkich ewolucji przy pełnej szybkości kołowania tj. 30 — 40 km/godz, co przy zastosowaniu hamulców byłoby niebezpieczne. Istnieje kilka udatnych rozwiązań koła samonastawnego i jednocześnie sterowanego. Wszystkie oparte są na tej zasadzie, że koło waha się swobodnie między dwoma oporami nastawnymi przez pilota za pośrednictwem orczyka. Istnieje przy tym oddzielne urządzenie do nastawiania rozstępu oporów, który może być zmieniany od 0 do 180°.

W każdym jednak wypadku wskazane jest zastosowanie urządzenia, które by powodowało sprowadzanie koła do płaszczyzny symetrii samolotu, w celu uniemożliwienia poprzecznego nastawienia się koła przedniego, co mogło by spowodować niespodziewany skręt. Przeważnie uzyskuje się to przez przesunięcie osi koła do tyłu poza oś obrotu goleni, lub przez nachylenie osi obrotu goleni przedniej.

Inne konstrukcje

Zastosowanie trójkołowego podwozia do jednosilnikowych samolotów jest bardzo trudne, gdyż silnik i jego osprzęt uniemożliwiają wykonanie z przodu kadłuba dostatecznie mocnej konstrukcji dla zaczepienia przedniego koła. Poza tym umieszczenie koła bezpośrednio za śmigłem ujemnie wpływa na pracę i trwałość śmigła.

Dla tych warunków zastosowano namiastkę podwozia trójkołowego, konstrukcję typu Cowey. Polega ona na przesunięciu kół głównych do przodu i zastosowaniu z tyłu koła samonastawnego.

Konstrukcja ta umożliwia lepsze niż dotychczas wykorzystanie hamulców, zmniejsza długość rozbiegu ze względu na korzystniejsze ustawienie samolotu w czasie startu, oraz polepsza zwrotność. W zasadzie podobny skutek można by osiągnąć przez powiększenie obciążenia płozy.

Warunki obciążenia podwozia trójkołowego podczas lądowania (według Wenzingera i Jones'a [6])

Ustalenie warunków obciążenia dla trójkołowego podwozia nie może być w chwili obecnej ostateczne, a to ze względu na niedostateczną ilość danych doświadczalnych. W każdym razie można stwierdzić, że warunki konstrukcyjne będą dotyczyły:

— sposobu przejęcia energii;
— rozkładu masy samolotu na poszczególne koła;
— położenia samolotu podczas lądowania;
— wielkości dopuszczalnego poślizgu;
— wpływu hamulców.

Jako główną zasadę przy ustalaniu obciążenia w poszczególnych warunkach lądowania przyjęto, że tylko jeden czynnik może wystąpić w maksymalnej wartości, pozostałe mogą mieć tylko wartości śred-

nie. Poza tym słuszne się wydaje zróżniczkowanie wymagań, stawianych konstrukcji podwozi w zależności od wielkości samolotu, jego przeznaczenia, oraz od stopnia wyszkolenia pilotów, obsługujących poszczególne klasy samolotów.

Rozróżniamy zatem trzy klasy:

1) samoloty popularne 1 — 2 osobowe, o ciężarze poniżej $G = 900$ kg; pilotowane przez słabo wyszkolonych pilotów.
2) Samoloty sportowe i małe transportowce 3—7 osobowe o ciężarze 900 — 4.500 kg, pilotowane przez dostatecznie wyszkolonych pilotów.
3) Wielkie samoloty komunikacyjne powyżej 8 osób, o ciężarze ponad $G = 4.500$ kg, pilotowane przez bardzo dobrych pilotów.

Dla klasy 1-ej podane będą najostrzejsze warunki, gdyż z racji niedostatecznie wyszkolonego personelu mogą się zdarzyć bardzo znaczne obciążenia. Dla klasy 3-ej warunki będą najłagodniejsze.

Przyjmujemy następujące wypadki lądowania:

I. Lądowanie z maksymalną szybkością opadania.
II. Lądowanie z maksymalną szybkością poślizgu bocznego.
III. Lądowanie przy maksymalnym pochyleniu samolotu względem osi poprzecznej.
IV. Lądowanie przy maksymalnym pochyleniu względem osi podłużnej.
V. Kołowanie po wyboistym gruncie.
VI. Obrót w miejscu.

Wypadek I.

Zgodnie z poprzednimi założeniami szybkość opadania osiąga maksymalną wartość, przy czym dla żadnej klasy nie przekracza ona 2,5 m/sek. Wypadek powyższy ma odtwarzać warunki normalnego lądowania z lotu ślizgowego bez wyrównania. Oczywiście zakłada się, że obciążenia przewidziane warunkami nie będą normalnie występować. Określenie nachylenia samolotu jest ważne dla ustalenia przebiegu zetknięcia się samolotu z gruntem. Celem wykonania tego można założyć zarówno dla lądowania z lotu ślizgowego jak i lądowań z wyrównaniem, że szybkość podchodzenia będzie nieco większa niż szybkość lotu ślizgowego przy $C_{y\ max}$. Zależność tę można przedstawić wykresem o postaci

$$v,\ v_{Cy\,max} = f\,(\mathrm{tg}\,\gamma;\ C_x/C_y)$$

gdzie $tg\ \gamma$ oznacza nachylenie toru, przy czym należy zaznaczyć, że podchodzenie odbywa się na maksymalnej nośności. Przy użyciu klap minimalne szybkości w locie ślizgowym będą na ogół znacznie mniejsze, nachylenia zaś samolotu znacznie większe. W tym wypadku, gdy pilot nie wyrównał samolotu przed lądowaniem, koło przednie pierwsze zetknie się z gruntem. Powyższy wypadek jest miarodajny dla obliczenia wytrzymałości i amortyzacji przedniego koła. Amortyzator koła przedniego przejmuje tylko energię proporcjonalną do masy zredukowanej.

$$Q' = \frac{Q}{1 + (b/i)^2}$$

gdzie Q' — masa zredukowana.
Q — masa samolotu.
b — odległość koła przedniego od środka ciężkości samolotu.
i — promień bezwładności względem osi Y.

Położenie samolotu może być w każdej chwili wyznaczone z równania:

$$Q\, i^2\, \omega = \int_0^t R\, a\, dt$$

gdzie R — reakcja przedniego amortyzatora.
t — czas.
ω — szybkość kątowa.

Zmniejszenie szybkości środka ciężkości:

$$Q \cdot \Delta\omega = \int_0^{t'} R\, d\, t$$

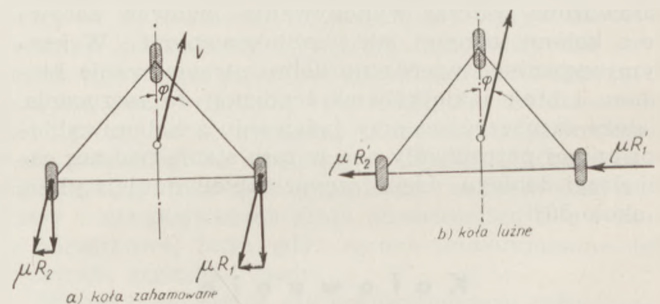
Warunkiem dla obliczenia amortyzatorów kół tylnych będzie lądowanie na tylne koła, przy czym nie uwzględnia się poprawki na niecentralne uderzenie. Koło przednie w pierwszym momencie jest nieobciążone, jednak z chwilą wystąpienia tarcia na oponach nastąpi obrót, obciążenie koła przedniego i odciążenie kół tylnych. Lądowanie na koła tylne z zablokowanymi hamulcami jest miarodajne dla obliczenia amortyzatora przedniego.

II wypadek.

Maksymalny ślizg boczny zachodzi wtedy, gdy pilot nie zrobi poprawki na boczny wiatr. Przyjmuje się, że koła nie są zablokowane. W tych warunkach nastąpi jedynie lekkie nachylenie hamowanego ciężaru, co powoduje niewielką nierówność w rozkładzie obciążeń na tylnych kołach.

Maksymalna szybkość ślizgu dochodzi do 2 m/sek; oczywiście dla samolotów ciężkich musi być zredukowana.

W wypadku lądowania z bocznym ślizgiem największe obciążenie boczne kół wystąpi przy kołach wolnych, a nie przy zablokowanych. Wyjaśnia to rys. 11 a i b.



Rys. 11 a i b.

III wypadek.

Warunek lądowania przy maksymalnym pochyleniu samolotu odpowiada lądowaniu z szybkością nieco większą niż wymagana przy lądowaniu z wyrównaniem. Szybkość opadania osiąga $\sim$ 2 m/sek, kąt nachylenia ma wartość maksymalną.

IV wypadek.

Lądowanie z bocznym przechyleniem może się zdarzyć, jeśli płat osiągnął położenie przeciągnięcia, zanim samolot dotknął kołami ziemi. Maksymalne przechylenie będzie odpowiadało stykowi końca

skrzydła z ziemią. Maksymalna wartość przechylenia 15°.

Uwzględnić należy ugięcie amortyzatora oraz niecentralność uderzenia.

Obciążenie boczne koła będzie równe iloczynowi siły w goleni i współczynnika tarcia $\mu = 0{,}55$.

V wypadek.

Maksymalne przeszkody przy kołowaniu są w rzeczywistości znacznie większe niż w przewidywaniach. Pomiary przyśpieszeń przy lądowaniach dały znacznie mniejsze wartości, niż przy kołowaniu.

Największe przyspieszenie wynosi $a = 2{,}8\ g$.

VI wypadek.

Maksymalne, boczne przyśpieszenie jakie może wystąpić wskutek obrotu na ziemi jest określone tarciem poślizgowym opony. Największe wartości współczynnika tarcia dla opon na betonie $\mu = 1{,}1$.

Obciążenie goleni jest zatem 1,1 razy większe niż ciężar samolotu. Obciążenie to działa prostopadle do goleni i rozdziela się na koła główne i przednie odwrotnie proporcjonalnie do ich odległości od środka ciężkości.

Warunki konstrukcyjne

Reasumując uwagi i wnioski podane w poprzednich rozdziałach, można ustalić następujące wytyczne dla konstrukcji podwozia trójkołowego:

a) koło przednie powinno być samonastawne i jednocześnie sterowane;

b) koło przednie powinno posiadać urządzenie sprowadzające je do płaszczyzny symetrii samolotu;

c) zastosowanie hamulca na przednim kole nie wydaje się celowe przede wszystkim ze względu na stateczność samolotu podczas lądowania;

d) rozstęp kół tylnych powinien być dostatecznie duży, a to ze względu na stateczność samolotu z kołami zahamowanymi, obciążenie przy lądowaniu z przechyleniem, oraz zwrotność przy kołowaniu;

e) rozłożenie obciążenia na koło przednie i koła tylne powinno być takie, aby zapewnić dostateczną skuteczność koła przedniego przy kołowaniu i dobrą stateczność samolotu przy lądowaniu z kołami zahamowanymi; zwykle obciążenie koła przedniego wynosi ok. 25% całkowitego ciężaru samolotu;

f) koło przednie powinno posiadać amortyzator bez ugięcia wstępnego przy czym nie jest wskazane dawanie dużego skoku amortyzacji;

g) koła tylne powinny być zaopatrzone w amortyzatory o dużym skoku; pożądane jest dostatecznie duże ugięcie wstępne;

h) hamulec należy liczyć na warunek lądowania z lotu ślizgowego (bez wyrównania) z zablokowanymi kołami;

i) hamulce powinny mieć dostateczną pojemność cieplną, co zabezpieczyło by je przed nadmiernym rozgrzaniem;

j) wskazana jest zmiana konstrukcji stosowanych dzisiaj kół, polegająca na oddzieleniu bębna hamulcowego od wieńca koła; konieczne to jest ze względu na uniknięcie niszczenia stopek opony w wypadku oparcia ich na nagrzanej przez hamulce obręczy;

k) stosowanie różnicowego hamowania kół będzie prawdopodobnie zbędne, gdyż zastąpione będzie przez sterowane przednie koło;

l) prawdopodobnie potrzebną będzie zmiana konstrukcji bieżni w oponach, polegająca na powiększeniu jej grubości i przewidzeniu wgłębień powiększających intensywność hamowania;

m) wskazane jest zastosowanie urządzeń dla zabezpieczenia samolotu przed przeciągnięciem go na dużych kątach natarcia;

n) stosowanie płozy ogonowej nie jest potrzebne, gdyż małe jest prawdopodobieństwo lądowania trójkołowego samolotu na dużych kątach natarcia.

Jak wynika z powyższego, zastosowanie podwozi trójkołowych spowoduje szereg zmian zarówno w konstrukcji samolotu jak i w elementach podwozia. Nie jest wykluczone, że napotka się przy tym duże trudności konstrukcyjne i wykonawcze. Jednak korzyści jakie się osiąga przy tej konstrukcji są tak poważne, że opłaci się ponieść pewne ofiary w postaci powiększenia ciężaru konstrukcji, czasu budowy i kosztu.

Nie znaczy to bynajmniej, aby konieczne było zaopatrzyć każdy samolot w trójkołowe podwozie. Ale należy przypuszczać, że wszystkie nowobudowane dwusilnikowe i wielosilnikowe samoloty będą w nie zaopatrzone.

Literatura

[1] G.T.R. Hill — The Tricycle Undercarriage Aircraft Engineering, April 1938 r.

[2] G.T.R. Hill — These Tricycles. Flight. November 11 — 1937 r.

[3] E. Janes and F.G.R. Cook — Airplane Undercarriages. Aircraft Engineering July 1938 r.

[4] H. P. Fraser — The Effect of Wing Loading on the Design of Modern Aircraft with particular Regard to the Take-off Problem. The Journal of the Royal Aeronautical Society. Maj 1938. Nr 329, Vol. XLII.

[5] Dr St. Neumark. — Stateczność lądującego samolotu.

[6] Carl J. Wenzinger and R. T. Jones. — A Study of Design Conditions Tricycle Landing Gears. Journ. A. S. Vol. 5 May 1938, Nr 7.

[7] Opis samolotu „Waco N". Aerophile Janvier 1938 r.

[8] Opis samolotu „Timm". Aviation, April 1938, str. 40—41.

[9] Opis samolotu „Explorer". Aero Digest, February 1938 r.

[10] Opis samolotu L.B.2. Luftwissen 1938, Bd. 5, Nr 8.

Tricycle Undercarriages

Summary.

The great interest newly raised by tricycle undercarriages is discussed by the author of this paper from the point of view of an increase in safety at the landing of modern high speed aeroplanes, and as a tendency of simplifying the pilot's maneuvres. A comparison between the working characteristics of the two types of undercarriage at landing, taxying, and taking-off is given. An analysis is made of the conditions of directional stability while taxying, and the loads in various landing conditions are discussed.

Lotnicza radiostacja korespondencyjna bezpieczeństwa typ RW

Zakłady Radiotechniczne R. Walter i S-ka w Warszawie wyprodukowały nowy pod każdym względem rewelacyjny typ radiostacji samolotowej długofalowej mającej służyć dla utrzymania łączności w razie uszkodzenia stacji (głównej), jak również dla pracy z radio-namiernikiem (goniometrem).

Podstawowym zadaniem tej stacji jest stałość i pewność pracy przy bezwzględnie prostej obsłudze. Układ nadajnika samowzbudny przeciwsobno-równoległy, składający się z dwóch pentod, pozwala na rozwinięcie mocy około 37 Watt w antenie, przy bardzo dużej stałości fali i absolutnej pewności działania, dzięki wyeliminowaniu wrażliwych oscylatorów kwarcowych.

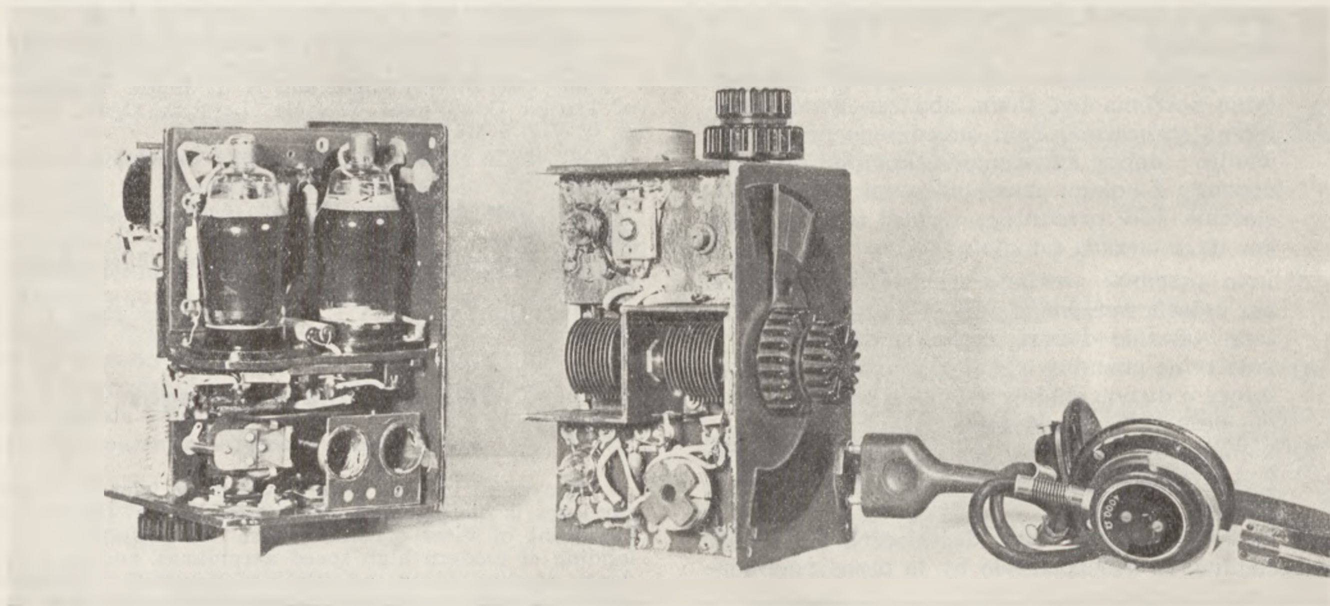
Zakres falowy sięga od 600 do 1000 m (500—300 kc/s). Istnieje również możność ustawiania kilku z góry określonych fal za pomocą zapadek na skali kondensatora. W ten sposób zmiana fali trwa około 7 sekund. Dzięki małym wymiarom stacji, przekraczającym wszelkie w tym kierunku dotychczas osiągnięte wyniki, odległa obsługa stacji staje się w zupełności zbyteczna. Umieszczenie tej stacji w dowolnym miejscu w pobliżu radiooperatora, nie nastręcza żadnych trudności. Nadawanie jak i odbiór może się odbywać na antenie górnej względnie zwisowej. Godną podkreślenia jest stałość pracy stacji, niezależnie od zmiany warunków atmosferycznych.

Odbiornik jest zaopatrzony w 4 lampy: wzmacniacz wielkiej częstotliwości z ręczną regulacją wzmocnienia, detektor z reakcją, oraz dwa stopnie wzmacniacza małej częstotliwości zaopatrzone w transformator wyjściowy dla słuchawek wysokoomowych (2 $\times$ 2000 om) lub niskoomowych (2 $\times$ 150 om).

Dla uniknięcia ogłuszenia przy zaburzeniach atmosferycznych zastosowano w odbiorniku automat ograniczający moc wyjściową w słuchawkach, co posiada również dodatni wpływ normalnego odbioru stacji w bezpośredniej bliskości, poza tym przewidziano kontrolę pracy własnego nadajnika. Skala odbiornika zaopatrzona jest w przekładnię i wycechowana w kilocyklach. Zakres fal: odbiornika 550 do 250 kc/s.

Przechodzenie z odbioru na nadawanie odbywa się za pomocą klucza telegraficznego, który w momencie nacisku po przez przekaźnik uruchamia nadajnik. Przy puszczeniu klucza natychmiast czynny jest odbiornik. Stwarza to możność równoczesnej obustronnej łączności.

Stacja zasilana jest z prądnicy sprzężonej z silnikiem, dostarczającej stałe napięcie anodowe 400 V i żarzeniowe 12 V, oraz napięcie zmienne o częstotliwości około 1000 c/s dla pracy falą A_2 (modulowaną). Stacje tego typu dzięki swym zaletom, tak elektrycznym, jak i mechanicznym oraz precyzyjnej budowie spotkały się z przychylną opinią w kraju, zaś zagranica zainteresowanie swoje wyraziła seryjnym zamówieniem w Firmie R. Walter i S-ka.



Radiostacja korespondencyjna typu RW. Od strony lewej: nadajnik, odbiornik, słuchawki. Wielkość słuchawek daje pojęcie o małych wymiarach radiostacji.

Rozrzut wytrzymałości materiału a pewność konstrukcji

Inż. Aleksander Grzędzielski

I.

Materiały konstrukcyjne wykazują zawsze rozrzut swych własności wytrzymałościowych. Jest on mniejszy im bardziej starannie materiał przygotowano, ale też zwykle tym wyższą cena. Odwrotnie, materiały wytworzone w prymitywny sposób lub niestarannie przebrane wykazują wahanie się wytrzymałości w szerokich granicach. Powstanie rozrzutu łatwo sobie wyjaśnić: w drewnie — indywidualnymi cechami rośliny, różnicą klimatu, gleby, nasłonecznienia; w metalu zaś — przemysłową, a więc nie bardzo dokładną, metodą przygotowania i sortowania rud, topników i innych składników procesów hutniczych wpływających na skład chemiczny materiału. Dotychczas nie odczuwano na ogół w przemysłowej, nie lotniczej, praktyce konsekwencji, jakie dla bezpieczeństwa konstrukcji wynikają z niejednostajnej wytrzymałości materiału. Zapewne działo się to dlatego, że przyjmowano dostatecznie wysokie współczynniki pewności lub też sprawę załatwiano przez ustalenie t. zw. naprężeń dopuszczalnych. Spotykamy je w różnych podręcznikach inżynierskich dobrane nieraz tak, aby uwzględniały zarówno rozrzut materiału jak i niepewność co do wielkości obciążeń i rozkładu naprężeń. Dla lotnictwa jednak sposób ten okazał się nie wystarczający, w dążeniu bowiem do lekkości konstrukcji nadmiar wytrzymałości jest tak samo nie pożądany, jak jej brak z innych zrozumiałych powodów. Poszło ono inną drogą, podwyższając naprężenia dopuszczalne prawie do granicy sprężystości lub zmęczenia i kontrolując obliczenia za pomocą prób wytrzymałościowych. Poddano przy tym produkcję surowemu nadzorowi. Jakkolwiek rozrzut wytrzymałości na skutek tolerancji wykonania i właściwości materiału został przez to bardzo zmniejszony, jednakże wobec małych współczynników pewności, wielkość jego ma istotne znaczenie przy interpretacji wyników prób.

Aby jaskrawo uchwycić zagadnienie weźmy dla przykładu używane do budowy samolotów drewno. Wytrzymałość jego na ściskanie zawarta jest w granicach od 400 do 600 kg/cm², gdyż po przejściu prób odbiorczych znajduje się w produkcji drewno, którego wytrzymałość zawarta jest właśnie w takich granicach. Jest oczywiste, że wymiarując konstrukcję na podstawie obliczenia, przyjmiemy 400 kg/cm² jako graniczną wytrzymałość na ściskanie. Wytrzymałość konstrukcji wykonanej będzie na ogół wyższa i, jeżeli nadal za miarodajne uważać będziemy naprężenia ściskające, wahać się ona może między jednokrotną a 600/400 = 1,5-krotną wytrzymałością założoną. Inaczej rzecz się przedstawia, gdy o wytrzymałości konstrukcji wnioskujemy na podstawie nie obliczenia, lecz próby na złamanie. W tym wypadku wytrzymałość konstrukcji, która wejdzie w użycie, może być niższa od wytrzymałości uzyskanej przy próbie, i to się zdarzy, gdy wytrzymałość materiału w sztuce próbnej będzie wyższa niż materiału użytego do produkcji. Ale postępując zgodnie z wytworzonym u nas zwyczajem przeprowadzania prób statycznych, nie badamy szczególnie dokładnie materiału użytego do próby lecz zadowalamy się stwierdzeniem, że wytrzymałość jego odpowiada Warunkom Technicznym, tj. jest wyższa od 400 kg/cm². Zatem winniśmy stwierdzić, że wytrzymałość konstrukcji może się wahać od 400/600 = 0,67 do 600/400 = 1,5-krotnej wyniku próby. Nie znając bowiem rzeczywistej wytrzymałości materiału, powiedzmy raczej, straciwszy ją z oczu w chwili, gdy przyjęliśmy drewno do magazynu, nie możemy o niej powiedzieć nic ponad to, że odpowiada Warunkom Technicznym, czyli, że jest wyższą od 400 kg/cm². Jest ona zapewne niższa od 600 kg/cm² gdyż nie często spotykamy drewna o wyższej wytrzymałości.

Nie przesądzając, czy uzyskane powyżej cyfry ostoją się wobec dalszej bardziej wnikliwej analizy, możemy jednak stwierdzić, że na rozrzut takiego materiału jak drewno, musimy przeznaczyć część współczynnika pewności i to wcale pokaźną. Ponieważ całkowity współczynnik stosowany wynosi około 1,75, mamy istotnie niewielki zapas na dalsze wahanie się wytrzymałości wskutek tolerancji wykonania, niepewności obliczeń itp. Wydaje się więc, że analiza współczynników pewności na podstawie lub w świetle rozrzutu materiałów jest bardzo potrzebna, i że nie jest dopuszczalne dalsze zmniejszanie ich wielkości bez zwężenia tolerancji na odbiór materiałów. Rozumowanie to można zastosować również do metali. Dla duralu np., którego rozrzut waha się w granicach od 3600 do 4800 kg/cm² otrzymujemy granice niepewności od 3600/4800 = 0,75 do 4800/3600 = 1,33 wartości uzyskanej przy próbie. Należy zauważyć, że wpływają tu jeszcze inne współczynniki charakteryzujące materiał, jak moduły sprężystości itp. Z uwag tych można wnioskować, że opieranie dowodu wytrzymałościowego samolotu wyłącznie na próbie, a nie na obliczeniu jednocześnie, nie jest środkiem najbardziej wskazanym. Ale jeżeli już tę metodę chcemy stosować, należy dla podniesienia współczynników pewności:

1) badać szczegółowo wytrzymałość materiału użytego do prób lub też:

2) podnieść ryczałtowo wymagania prób wytrzymałościowych.

Sposób pierwszy jest może najpoprawniejszy, będzie jednak dość kłopotliwy i nie zawsze możliwy do zastosowania z uwagi na to, że podczas prób materiał ulega zniszczeniu, a w najlepszym razie zgniotowi. Sposób drugi wymagać będzie zbadania wielkości rozrzutu dla materiałów konstrukcyjnych i zastosowania pewnych kryteriów teoretycznych. W praktyce zapewne trzeba się będzie posługiwać zarówno jednym jak i drugim sposobem, ale nie chcemy tu wyciągać konsekwencji praktycznych, uważając jeszcze dyskusję na ten temat za przedwczesną. Ograniczymy się więc do wyjaśnienia zagadnienia pod względem teoretycznym na podstawie materiału statystycznego, który przypadkiem był do dyspozycji. Zaznaczymy tylko, że na podobnej podstawie oparte są angielskie przepisy wytrzymałościowe.

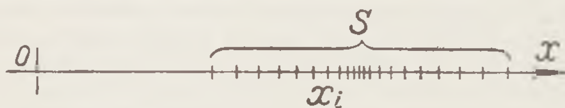
Poniżej zbadamy najpierw wielkość rozrzutu kilku materiałów, kładąc nacisk raczej na ustalenie metody pozwalającej rozrzut mierzyć lub określać liczbowo. Pracę tę wykonamy stosując metody statystyki. Okaże się przy tym celowe wprowadzenie pojęcia prawdopodobnej wytrzymałości materiału. Na-

stępnie dopiero wnikniemy głębiej w ujęcie zjawiska złamania właśnie z punktu widzenia teorii prawdopodobieństwa i na tej podstawie zdołamy określić prawdopodobieństwo z jakim możemy się spodziewać, iż konstrukcja posiada wymaganą wytrzymałość. Metoda ta pozwoli nam na zwężenie granic niepewności wyznaczonych powyżej dla drewna i duralu i na związanie ich w sposób jednoznaczny z danymi pomiarowymi. W końcu rozważymy możliwość dalszego zwężenia ich przez wykonanie kilku prób w identycznych warunkach.

Przy opracowaniu materiału statystycznego pomagał mi inż. T. Świderski, a przy ostatecznej redakcji mgr. Iwiński, za co składam im podziękowanie. Dziękuję również Dyrekcji Podlaskiej Wytwórni Samolotów i Kolegom z Oddziału Technologii ITL za dostarczenie materiału statystycznego.

2.

Pomyślmy sobie, że wykonano pewną ilość prób wytrzymałości materiału, np. prób na rozrywanie i znaleziono wartości x_1, x_2, x_3... Możemy je uporządkować, wpisując w tabeli najpierw małe, potem większe i śledzić ich rozmieszczenie, czy grupują się koło jednego, czy dwu punktów, czy też może są rozsiane w sposób bezładny. W ten sposób można by np. poznać, czy nie mamy pomieszanych dwu materiałów o różnych własnościach. Jeżeli materiał jest jednorodny a ilość pomiarów dostatecznie wielka zauważymy



Rys. 1

zawsze, że pomiary grupują się najgęściej wewnątrz jednego obszaru a liczba ich szybko maleje w miarę oddalania się na zewnątrz. Dla przejrzystości można przedstawić wartości x_i jako punkty na prostej (rys. 1). Aby jednak lepiej poznać rozmieszczenie szczególnie wtedy, gdy liczba pomiarów jest wielka, podzielmy interesujący nas obszar S na odcinki Δx i zbudujmy nad nimi prostokąty, których pola będą proporcjonalne do ilości punktów x_i przypadających na odcinki Δx (rys. 2). Całkowita zakreskowana powierzchnia będzie wtedy proporcjonalna do ogólnej ilości pomiarów, a pola będą określały ilości mieszczące się w poszczególnych odcinkach. Wykres taki daje dobry obraz rozmieszczenia pomiarów.

Jeżeli ilość pomiarów będzie wzrastać, długości odcinków będzie można przyjmować co raz mniejsze i wreszcie pomyśleć sobie przejście do granicy tak iż ciąg prostokątów będzie zmierzał do linii ciągłej $y = f(x)$ (rys. 3). Ilość pomiarów dn zawarta w granicach x i $x+dx$ będzie równa,

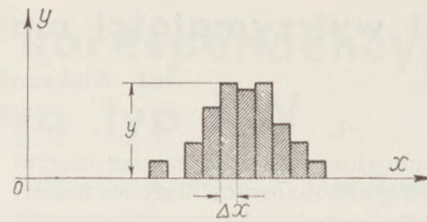
$$dn = K\,y\,dx, \quad \ldots\ldots \quad (1)$$

zaś ilość zawarta w granicach $x_1 - x_2$ będzie całką

$$n = K\int_{x_1}^{x_2} y\,dx$$

Jeżeli dobierzemy skalę krzywej y tak, aby

$$\int_{-\infty}^{\infty} y\,dx = 1 \quad \ldots\ldots \quad (2)$$



Rys. 2

wtedy $K = N$ i równanie (1) przyjmuje postać

$$dn = N\,y\,dx.$$

W przedstawieniu tym jest zawarta pewna idealizacja, gdyż w rzeczywistości nie można mówić o nieskończonej ilości pomiarów, ale metoda ta jest bardzo przydatna i umożliwia badania teoretyczne. Pochodzi ona od Gaussa, który odkrył, że wiele danych pomiarowych grupuje się w sposób dający się z dostatecznym przybliżeniem opisać krzywą.

$$y = \frac{h}{\sqrt{\pi}} e^{-h^2(x-x_s)^2} \quad \ldots\ldots \quad (3)$$

Wybór jej nastąpił ze względów matematycznych, jednak poniżej sami sprawdzimy trafność tego założenia. Nie od rzeczy będzie od razu przytoczyć pewne właściwości tej krzywej. W tabeli mamy obliczone rzędne jej, jak i krzywej całkowej, przy założeniu $x_s = 0$ $h = 1$, tj.

$$y(x) = \frac{1}{\sqrt{\pi}} e^{-x^2}, \quad \Theta(x) = \frac{1}{\sqrt{\pi}}\int_{-\infty}^{x} e^{-x^2} dx$$

x	y	Θ—0,5	x	y	Θ—0,5	x	y	Θ—0,5
0,0	0,564	0,000	1,0	0,208	0,421	2 0	0,010	0,493
0,1	0,559	0,056	1,1	0,168	0,440	2,1	0,007	0,499
0,2	0,542	0,111	1,2	0,134	0,455	2,2	0,005	0,499
0,3	0,516	0,164	1,3	0,104	0,467	2,3	0,003	0 499
0,4	0,481	0,214	1,4	0,080	0,476	2 4	0,002	0 500
0,5	0,439	0,260	1 5	0,060	0,483	2,5	0,001	0,500
0,6	0,394	0,302	1,6	0 044	0,488	2,6	0 001	0,500
0,7	0,346	0,339	1.7	0,031	0,492	2,7	0,000	0,500
0,8	0,298	0,371	1,8	0,022	0,495	2,8	0,000	0,500
0,9	0,251	0,398	1,9	0,015	0,496	2,9	0,000	0,500

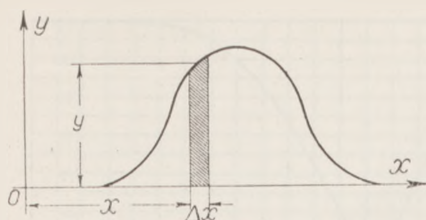
Dla $x < 0$ należy wartości trzecich kolumn wziąć ze znakiem (—).

Funkcja $\Theta(x)$ nie daje się przedstawić za pomocą funkcji elementarnych. Rys. 4 przedstawia obie krzywe. Na uwagę zasługują styczne do krzywej Gaussa poprowadzone w jej punktach przegięcia; przecinają one oś x w punktach $\Delta x = \pm\frac{\sqrt{2}}{h}$. Dla $x = \Delta x$ jest $\Theta(\Delta x) = 0.023$, co poniżej będzie nam potrzebne. Poza tym

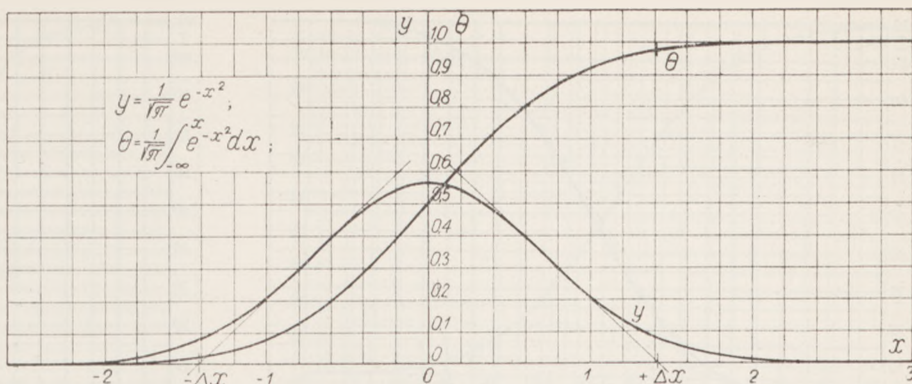
$$\frac{h}{\sqrt{\pi}}\int_{-\infty}^{+\infty} e^{-h^2(x-x_s)^2} dx = 1. \quad \ldots \quad (4)$$

W ten sposób przedstawiony mamy pewien typ rozrzutu, symetryczny względem punktu x_s, parametr h określa zaś jego wielkość. Im bowiem h jest mniejsze, tym bardziej punkty są rozrzucone, im h większe, tym bardziej są skupione.

Aby wyznaczyć parametry krzywej, gdy rozporządzamy tylko skończoną i niezbyt wielką liczbą po-



Rys. 3



Rys. 4

miarów, trzeba ustalić pewne cechy wspólne naszego nielicznego ugrupowania pomiarów i zbioru nieskończenie licznego przedstawionego krzywą Gaussa. Jeżeli uznamy, że pomiary nasze grupują się symetrycznie, narzucają się dwie cechy, które można przenieść z jednego zbioru na drugi:

a) położenie środka rozrzutu.

b) wielkość rozrzutu.

a) Przez środek rozrzutu będziemy rozumieli za Gaussem punkt x_s posiadający tę własność, że suma kwadratów odległości jego od wszystkich innych punktów pomiarowych jest minimum. Oznaczając ją przez S mamy

$$S = \sum_1^n{}_i (x_i - x_s)^2,$$

a szukane kryterium będzie $\frac{dS}{dx_s} = 0$. Otóż

$$\frac{dS}{dx_s} = -2 \sum_1^n{}_i (x_i - x_s) = 0.$$

czyli

$$x_s = \frac{1}{n} \sum_1^n{}_i x_i \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Środkiem rozrzutu jest więc średnia arytmetyczna pomiarów.

b) Jako wielkość rozrzutu zdefiniujemy natomiast na wszystkie punkty rozpostartą sumę kwadratów ich wzajemnych odległości i podzieloną przez ilość tych odległości

$$B = \frac{1}{n(n-1)} \sum_1^n{}_i \sum_1^n{}_k (x_i - x_k)^2$$

przy czym odległość $x_i - x_k$ liczymy oddzielnie i $x_k - x_i$ oddzielnie. Sumę tę możemy przedstawić w sposób prosty wprowadzając x_s, gdyż

$$\sum_1^n{}_i \sum_1^n{}_k (x_i - x_k)^2 =$$
$$= (x_1 - x_1)^2 + (x_1 - x_2)^2 + (x_1 - x_3)^2 + \ldots$$
$$+ (x_2 - x_1)^2 + (x_2 - x_2)^2 + (x_2 - x_3)^2 + \ldots$$
$$+ (x_3 - x_1)^2 + \ldots\ldots$$
$$\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots =$$
$$= 2n \sum_1^n{}_i x_i^2 - 2 \sum_1^n{}_i \sum_1^n{}_k x_i x_k = 2n \sum_1^n{}_i x_i^2 - 2 (\sum_1^n{}_i x_i)^2$$

czyli

$$B = \frac{2}{n-1} \left[\sum_1^n{}_i x_i^2 - n x_s^2 \right]$$

Ale

$$\sum_1^n{}_i (x_i - x_s)^2 = \sum_1^n{}_i x_i^2 - 2x_s \sum_1^n{}_i x_i + n x_s^2 = \sum_1^n{}_i x_i - n x_s^2$$

Stąd ostatecznie

$$B = \frac{2}{n-1} \sum_1^n{}_i (x_i - x_s)^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Przeprowadźmy tę samą operację dla zbioru nieskończenie licznego. Wielkość x_s jest już widoczną w równaniu Gaussa. Aby wyznaczyć B załóżmy $x_i - x_s = x_i^*$; wtedy

$$B = \frac{2}{n-1} \sum_1^n{}_i x_i^{*2}$$

W dalszym ciągu zaniedbamy gwiazdkę przy x_i. Oznaczmy przez

$$B_n = \frac{2}{n-1} \sum_1^n{}_i x_i^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (a)$$

rozrzut dla skończonego zbioru złożonego z n wyrazów. Podzielmy przedział $x_1 \ldots x_n$, w którym znajdują się na pewno wszystkie punkty naszego zbioru na pewną liczbę k podprzedziałów

$$\Delta x_1, \ \Delta x_2, \ \Delta x_3, \ \ldots\ldots \ \Delta x_k \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (b)$$

Niechaj liczba punktów zawarta w każdym z nich będzie odpowiednio

$$j_1, \ j_2, \ j_3, \ \ldots\ldots \ j_k$$

Oczywiście

$$j_1 + j_2 + j_3 + \ldots\ldots j_k = n$$

przy czym niektóre liczby j mogą być zerami.

Sumę a rozbijemy teraz na sumy częściowe odpowiadające przedziałom b

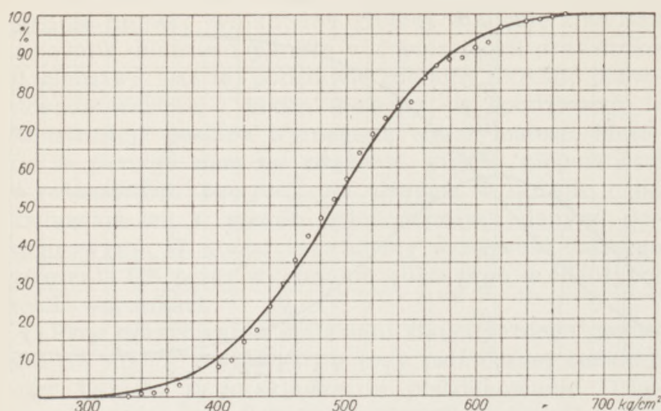
$$B_n = \frac{2}{n-1} \left[\sum_{l_1=1}^{j_1} x_{l_1}^2 + \sum_{l_2=1}^{j_2} x_{l_2}^2 + \ldots\ldots + \sum_{l_k=1}^{j_k} x_{l_k}^2 \right]$$

Na podstawie równania (1) wiemy, że liczby wyrazów w przedziałach b odpowiednio wynoszą

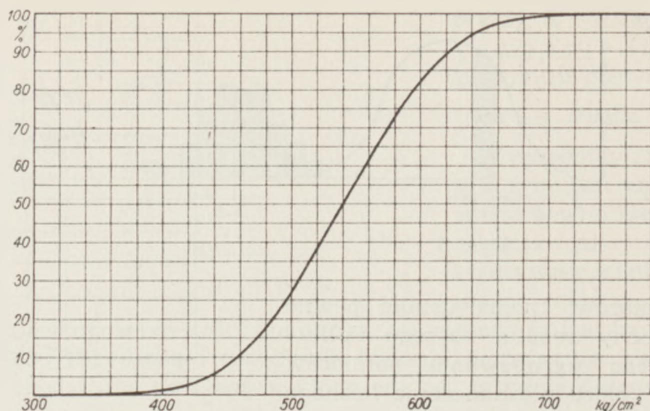
$$j_1 = n y_1 \Delta x_1, \ j_2 = n y_2 \Delta x_2, \ \ldots\ldots \ j_k = n y_k \Delta x_k$$

Sumy częściowe można teraz zastąpić przez wyrażenia

$$n y_1 x_1^2 \Delta x_1, \ n y_2 x_2^2 \Delta x_2, \ \ldots\ldots \ n y_k x_k^2 \Delta x_k$$



Rys. 5. Drewno sosnowe.



Rys. 6. Drewno sosnowe wybrane dla celów lotniczych.

gdzie x_l jest pewną wartością średnią podprzedziału Δx_l. Wtedy

$$B_n = \frac{2n}{n-1}\left| y_1 x_1^2 \Delta x_1 + y_2 x_2^2 \Delta x_2 + \ldots\ldots + y_k x_k^2 \Delta x_k \right| = \frac{2n}{n-1} \sum_1^k {}_l\, y_l x_l^2 \Delta x_l$$

Granicę tego wyrażenia gdy $n \to \infty$ i $k \to \infty$

$$B = \lim B_n = 2 \int_{x_1}^{x_2} y x^2\, dx$$

nazywamy rozrzutem zbioru nieskończenie wielkiego w przedziale $x_1 - x_2$. Pojęcie to uogólniamy teraz dla granic nieskończonych i ostatecznie

$$B = \frac{2h}{\sqrt{\pi}} \int_{-\infty}^{+\infty} x^{*2} e^{-h^2 x^{*2}} dx = \frac{1}{h^2}$$

co łatwo wykazać przez całkowanie przez części. Podstawiając $x^* h = \xi$ mamy

$$B = \frac{1}{\sqrt{\pi} h^2} \int_{-\infty}^{+\infty} 2\, \xi^2 e^{-\xi^2} d\xi = \frac{1}{\sqrt{\pi} h^2} \left| - \Big|_{-\infty}^{+\infty} \xi e^{-\xi^2} + \int_{-\infty}^{+\infty} e^{-\xi^2} d\xi \right| = \frac{1}{h^2}$$

Wobec tego można napisać

$$h = \sqrt{\frac{n-1}{2 \sum_i (x_i - x_s)^2}} \quad \ldots \quad (7)$$

Wyznaczenie krzywej Gaussa nie przedstawia więc żadnych trudności, i nie będziemy się tu zatrzymywać na sposobach pozwalających na uproszczenie działań matematycznych. Krzywa rozciąga się w obie strony do nieskończoności, co może nieraz uchodzić za szkopuł przeciw przyjęciu opartej na niej teorii bez zastrzeżeń. Wynika jednak z tabeli, że w pewnej odległości od środka rzędne krzywej są tak małe, iż rachunkowo nie jesteśmy w stanie ich uwzględnić i to samo odnosi się do pól. Przedstawiony w ten sposób rozrzut jest rzeczywiście ograniczony do pewnego niezbyt wielkiego obszaru, zależnego zresztą od h. Mimo to musimy ustalić w sposób jednoznaczny jego granice, aby pozbyć się nieskończoności. Definiujemy zatem: Za praktyczną granicę rozrzutu będziemy uważać punkty przecięcia się z osią x stycznych poprowadzonych do krzywej w jej punktach przegięcia rys. 4. Jak już wiadomo leżą one od x_s w odległości

$\Delta x = \pm \frac{\sqrt{2}}{h}$, lub

$$\Delta x = \pm 2 \sqrt{\frac{\sum_1^n {}_i (x_i - x_s)^2}{n-1}} \quad \ldots \quad (8)$$

Poza granicami tymi leży tylko 4,6% pomiarów. Cyfra ta jest na tyle mała, że można przyjąć, iż ogół danych pomiarowych leży w granicach

$$x_s - \Delta x < x < x_s + \Delta x, \quad \ldots \quad (9)$$

gdzie

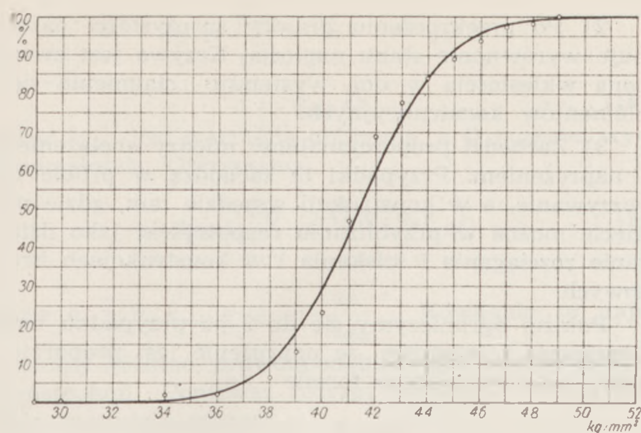
$$x_s = \frac{1}{n} \sum_1^n {}_i\, x_i$$

W związku z tym nie należy mieć obiekcji przeciw przyjęciu cyfry $x_s - \Delta x$ za dolną granicę wytrzymałości, jakkolwiek na podstawie naszej teorii 2,3% materiału mogłoby mieć wytrzymałość mniejszą. Przede wszystkim nie jest wcale widoczne, aby materiał o niższej wytrzymałości mógł być ze względu na kontrolę użyty w produkcji a poza tym teoria nasza polega jak każda zresztą na pewnej idealizacji zjawisk. Służy ona raczej do tego by różne materiały porównać z jednego punktu widzenia. Wielkość $\frac{\Delta x}{x_s}$ będziemy nazywać rozrzutem względnym.

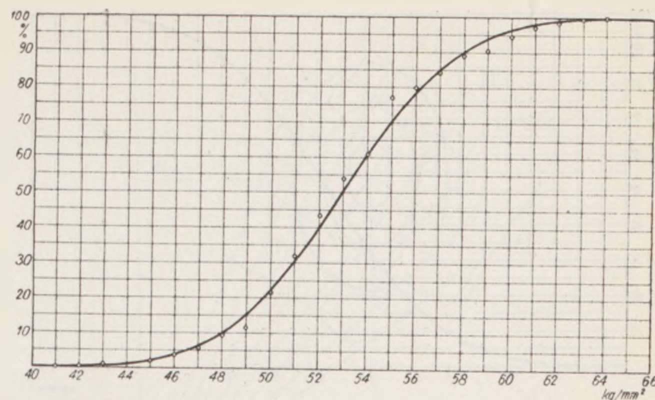
Aby przedstawić wykreślnie rozrzut materiału, jest celowe nie kreślić krzywej Gaussa, lecz jej krzywą całkową $\Theta(x)$, która w postaci

$$\Theta(x) = \frac{h}{\sqrt{\pi}} \int_{-\infty}^{x} e^{-h^2 (x - x_s)^2} dx \quad \ldots \quad (10)$$

przedstawia ilość pomiarów posiadających wartość mniejszą od x. W ten sposób przedstawiliśmy rozrzuty kilku materiałów stosowanych w lotnictwie. Rys. 5 zawiera wykonane przez PWS próby odbiorcze drewna zakwalifikowanego do lotnictwa. Na podstawie tych prób został odrzucony materiał niespełniający Warunków Technicznych. Rys. 6 użyczony autorowi przez Oddz. Technologii ITL podaje charakterystykę materiału już przebranego i odpowiadającego Warunkom Technicznym.



Rys. 7. Dural.



Rys. 8. Stal 0020.

Zastępując w ten sposób krzywą Gaussa nasz zbiór pomiarów o skończonej ilości, dokonujemy bardzo ważnego uogólnienia. Kryje się tu bowiem przypuszczenie, że pomiary następne będą się grupowały podobnie jak N wykonanych dotychczas. W związku z tym wyłania się wątpliwość, czy przypuszczenie takie jest usprawiedliwione i czy wolno na podstawie pewnej liczby pomiarów wnioskować o następnych. Zagadnienie to jest nader obszerne i wchodzi w zakres statystyki. Nie mamy tu ani czasu, ani miejsca, aby je szerzej rozwijać. W każdym razie trzeba uznać, że rozrzut jest faktem doświadczalnym, wynikającym z pewnych warunków powstawania i wytwarzania materiału, gdzie wchodzą w grę i działają najrozmaitsze przypadkowości. Jeżeli warunki te się nie zmienią, nie zmieni się i rozrzut i przeciętnie otrzymywać będziemy te same wyniki. O poszczególnym pomiarze jednak nic powiedzieć nie będziemy mogli, gdyż nie znamy obecnie przyczynowego związku między zmianami warunków i wynikiem. Ponieważ przypuszczać należy, że zależności są niesłychanie skomplikowane, nawet ich znajomość nie miałaby dla nas praktycznego znaczenia.

Jeżeli przepowiedzieć wyniku nie jesteśmy w stanie, nie wynika stąd wcale, aby z przeprowadzonego już badania nie można było wyciągnąć żadnego wniosku. Wniosek ten wyciągnąć trzeba, gdyż wykonaliśmy przecież pomiary po to, aby mieć z tego jakiś pożytek. Otóż poza faktem stwierdzenia rozrzutu w ogóle, stwierdzamy pewne rozmieszczenie wyników pomiarowych polegające na tym, że pewne pomiary lub cechy trafiają się częściej niż inne. Musimy więc po pierwsze przystosować się do tego, że rozrzut w ogóle istnieje i pamiętać o nim, po wtóre wykorzystać znajomość rozmieszczenia pomiarów. Statystyka wprowadza tu ład przez zdefiniowanie prawdopodobieństwa wyniku. Jeżeli weźmiemy pod uwagę odcinek Δx i zawartą w nim ilość punktów przedstawiających pomiary Δn, wtedy stosunek $\frac{\Delta n}{N}$ nazywa się prawdopodobieństwem, że pomiar następny zawarty będzie w granicach Δx. Przechodząc do granicy oznaczymy $\frac{dn}{N} = dp$ i wtedy

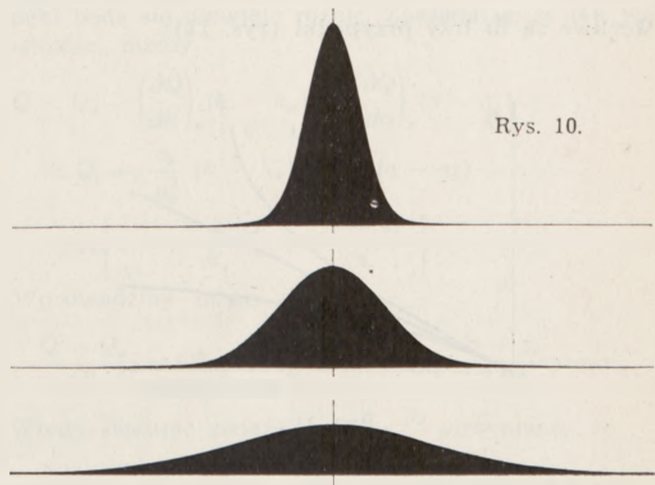
$$dp = \frac{h}{\sqrt{\pi}} e^{-h^2(x-x_s)^2} dx \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

będzie wyrazem prawdopodobieństwa, że wynik będzie zawarty w granicach dx. Natomiast

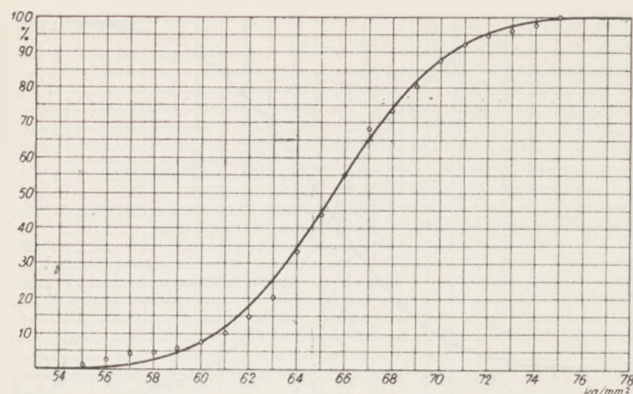
$$p = \frac{h}{\sqrt{\pi}} \int_{x_1}^{x} e^{-h^2(x-x_s)^2} dx$$

określi prawdopodobieństwo wyniku w granicach skończonych. Gdy granice dążą do nieskończoności prawdopodobieństwo staje się jednością jak być powinno.

Krzywa Gaussa nabiera teraz nowego znaczenia jako krzywa rozkładu prawdopodobieństwa. Uzyskujemy w ten sposób nader ciekawy i zarazem właściwy pogląd na pojęcie wytrzymałości materiału. Bowiem według dawnego ujęcia dla każdego materiału istniała pewna (lub kilka dla różnych przypadków obciążenia) cyfra, która nazywała się jego wytrzymałością. Obecnie widzimy, że takiej cyfry w ogóle podać nie można, natomiast zawsze się daje ustalić rozkład prawdopodobieństwa wytrzymałości. Na rys. 10 pokazane są trzy krzywe Gaussa wykreślone dla różnych wartości parametru h. U góry mamy h wielkie, stąd rozkład jest bardzo zwarty, u dołu zaś bardzo rozwlekły. W granicy, gdy h dąży do nieskończoności, rozkład prawdopodobieństwa zbiega się do jednego punktu.



Zaznaczymy jeszcze, że teoria prawdopodobieństwa wprowadza również rozkłady nad płaszczyzną. Dla dwu zmiennych x i y mamy uogólnienie prawa Gaussa w postaci



Rys. 9. Stal 0035.

$$d^2p = \frac{h_x h_y}{\pi} e^{-[h_x^2(x-x_s)^2 + h_y^2(y-y_s)^2]} dx\, dy \quad . \quad (12)$$

przy czym

$$\frac{h_x h_y}{\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} e^{-[\ldots]} dx\, dy = 1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

Objętość zawarta między powierzchnią

$$z = \frac{h_x h_y}{\pi} e^{-[\ldots]},$$

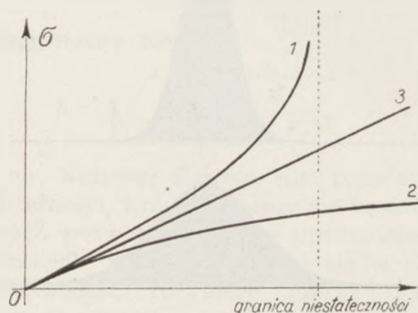
płaszczyzną układu $z = 0$ i walcem o konturze $\varphi(xy) = 0$ jest miarą prawdopodobieństwa, że para wartości x, y leży w obrębie tego konturu.

3.

Rozporządzając zebranymi w opisany sposób danymi materiałowymi, możemy przystąpić do oceny wyników próby wytrzymałościowej. Przyjmijmy, że osiągnięto wytrzymałość Q kg. Liczba ta może przedstawiać zarówno wytrzymałość odczytaną na maszynie Amslera jak i całkowite obciążenie łamiące próby statycznej płatowca. Pomiędzy naprężeniem σ w pewnym elemencie i obciążeniem Q zachodzi zawsze związek

$$\sigma = f(Q) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

Możliwe są tu trzy przypadki (rys. 11):



Rys. 11.

1) Konstrukcja jest tego rodzaju, że występuje wyboczenie (sprężyste lub nie). Wtedy w niektórych elementach złamanie następuje wskutek wielkiego wzrostu naprężeń. Krzywa 14 posiada wtedy asymptotę pionową i ogólnie jest zwrócona wklęsłością ku górze.

2) Po przekroczeniu granicy sprężystości następuje wyrównanie stanu napięcia. Krzywa jest zwrócona wklęsłością w dół, występuje „ciągnienie się" elementów konstrukcyjnych.

3) Zachodzi proporcjonalność między obciążeniem i naprężeniem. Przypadki te zachodzą w próbie na rozrywanie, a w konstrukcji wszędzie tam, gdzie np. gięcie można w przybliżeniu rozpatrywać jako działanie rozciągania i ściskania i w konstrukcjach kratowych.

Poniżej ograniczymy się do 3-go przypadku najprostszego i założymy, że naprężenie jest proporcjonalne do obciążenia w formie

$$\sigma = k \cdot Q \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Przez wykonanie próby w istocie dokonujemy pomiaru Q. Natomiast nie znamy naprężenia, przy którym nastąpiło zerwanie; gdyż według rozdziału poprzedniego, możemy co najwyżej określić prawdopodobieństwo, że naprężenie było zawarte między wartością σ i $\sigma + d\sigma$. Miarą tego prawdopodobieństwa jest

$$dp = \frac{h_\sigma}{\sqrt{\pi}} e^{-h_\sigma^2(\sigma - \sigma_s)^2} d\sigma \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

Wskutek tego nie możemy wyznaczyć dokładnie wielkości k. Moglibyśmy ją określić obliczeniem, z niego jednak korzystać nie chcemy, gdyż właśnie mamy określić wytrzymałość konstrukcji na podstawie próby, a nie obliczenia. W każdym razie jednak widzimy, że poznamy k tym dokładniej z równania (15) im mniejszy będzie rozrzut materiału. Ponieważ rozporządzamy materiałem konstrukcyjnym, którego rozrzutu nie uczyniono szczególnie małym przez specjalne zabiegi lub próby odbiorcze, wolno nam będzie co najwyżej mówić o prawdopodobieństwie z jakim znamy k. Podstawmy w (16) $\sigma = kQ_0$. Otrzymamy wtedy

$$dp = \frac{h_k}{\sqrt{\pi}} e^{-h_k^2(k-k_s)^2} dk \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

a więc rozkład prawdopodobieństwa wielkości k: $k_s = \frac{\sigma_s}{Q_0}$ jest wielkością odpowiadającą średniemu naprężeniu, a $h_k = h_\sigma Q_0$ — parametrem określającym rozrzut. W ten sposób k wynika z rozkładu prawdopodobieństwa wytrzymałości i staje się od niego niezależne, gdy wyznaczamy je przez obliczenie. Mimo tego, można i tu mówić o rozkładzie prawdopobieństwa tej wielkości ze względu na tolerancje wykonania i nieuniknione błędy i niedokładności obliczenia. Rzeczy te mają jednak mały wpływ na wytrzymałość i pomijamy je, wykluczając naturalnie możliwość złych wykonań lub grubych omyłek.

Przystąpimy teraz do wyznaczenia rozrzutu wytrzymałości konstrukcji i to w dwu przypadkach:

1) gdy wytrzymałość jest określona obliczeniem,

2) gdy jest określona przez próbę.

W przypadku pierwszym założymy, że k jest znane dokładnie, wskutek tego nie będziemy mówili o jego rozkładzie prawdopodobieństwa. Można również powiedzieć, że rozkład ten zbiegł się do jednego punktu. Podstawmy w

$$dp = \frac{h_\sigma}{\sqrt{\pi}} e^{-h_\sigma^2 (\sigma - \sigma_s)^2} d\sigma$$

$$\sigma = k_{obl.} Q \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

gdzie $k_{obl.}$ jest wartością obliczoną, a Q szukaną wytrzymałością. Otrzymamy

$$dp = \frac{h_Q}{\sqrt{\pi}} e^{-h_Q^2 (Q - Q_s)^2} dQ \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

gdzie $h_Q = h_\sigma k_{obl.}$ a $Q_s = \frac{\sigma_s}{k_{obl.}}$, Równanie to daje szukany rozkład prawdopodobieństwa wytrzymałości konstrukcji. Ponieważ rozrzut względny wytrzymałości materiału wynosi

$$\frac{\Delta\sigma}{\sigma_s} = \frac{\sqrt{2}}{h_s \sigma_s},$$

a względny rozrzut wytrzymałości konstrukcji

$$\frac{\Delta Q}{Q_s} = \frac{\sqrt{2}}{h_Q Q_s} = \frac{\sqrt{2}}{h_\sigma \sigma_s},$$

mamy

$$\frac{\Delta Q}{Q_s} = \frac{\Delta\sigma}{\sigma_s} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

Stąd twierdzenie: rozrzut wytrzymałości konstrukcji wyznaczonej obliczeniem jest równy rozrzutowi wytrzymałości materiału.

W przypadku drugim mamy znaleziony na podstawie próby rozkład wielkości k

$$dp_k = \frac{h_k}{\sqrt{\pi}} e^{-h_k^2 (k - k_s)^2} dk$$

i rozkład prawdopodobnej wytrzymałości materiału użytego do produkcji (21)

$$dp_\sigma = \frac{h_\sigma}{\sqrt{\pi}} e^{-h_\sigma^2 (\sigma - \sigma_s)^2} d\sigma$$

Nie jest tu nawet konieczne przyjęcie, że w obu wypadkach użyty był ten sam materiał, założymy to jednakże dla prostoty. Szukany rozkład prawdopodobieństwa dla konstrukcji przedstawi się w formie

$$dp = \frac{h_Q}{\sqrt{\pi}} e^{-h_Q^2 (Q - Q_s)^2} dQ$$

musimy tylko wyznaczyć parametry h_Q i Q_s.

Na podstawie teorii prawdopodobieństwa wiemy, że prawdopodobieństwem złożonym, iż jednocześnie k jest zawarte w granicach k i $k + dk$ oraz σ w granicach σ i $\sigma + d\sigma$ jest iloczyn prawdopodobieństw

$$d^2p = dp_k \, dp_\sigma$$

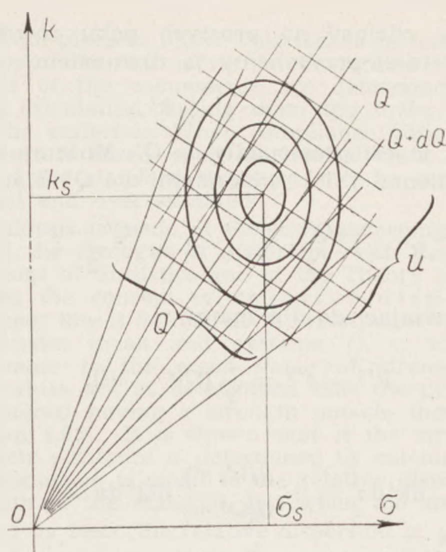
czyli

$$d^2p = \frac{h_k h_\sigma}{\pi} e^{-h_k^2 (k - k_s)^2 + h_\sigma^2 (\sigma - \sigma_s)^2} dk \, d\sigma \quad . \quad (22)$$

co można napisać krócej:

$$d^2p = f(k, \sigma) \, dk \, d\sigma$$

$z = f(k, \sigma)$ przedstawia pewną powierzchnię w układzie k, σ, z, którą należy uważać za rozkład prawdopodobieństwa w dwu zmiennych σ i k. Na rys. 12 przedstawione są jej warstwice. Objętość zawarta



Rys. 12.

między tą powierzchnią, płaszczyzną układu $z = 0$ i pewnym walcem o konturze $\varphi(\sigma, k) = 0$ jest miarą prawdopodobieństwa, że para wartości k i σ leży wewnątrz tego konturu. Wykreślmy teraz pęk prostych

$k = \frac{\sigma}{Q}$ zmieniając parametr Q. Jest już widoczne, że

objętość zawarta między powierzchnią $z = f(k, \sigma)$, płaszczyzną $z = 0$ i dwiema płaszczyznami, których śladami są proste pęku Q i $Q + dQ$, będzie równa prawdopodobieństwu, że Q leży w tych granicach. Obliczając tę objętość wyznaczamy rozkład prawdopodobieństwa dla Q. Aby potrzebne całkowania wykonać, zastąpimy pęk prostych wychodzących z początku układu, pękiem równoległym nachylonym w stosunku k_s / σ_s. Równanie tego pęku otrzymamy rozwijając

$$Q = \frac{\sigma}{k}$$

w szereg i zachowując tylko pierwsze wyrazy. Przybliżenie to będzie wystarczające, o ile w obrębie praktycznie wchodzącego pod uwagę rozrzutu k i σ oba pęki będą się niewiele różnić. Zakładając, że tak jest istotnie, mamy

$$Q = Q_s + \left(\frac{\partial Q}{\partial k}\right)_s (k - k_s) + \left(\frac{\partial Q}{\partial \sigma}\right)_s (\sigma - \sigma_s) + \ldots\ldots =$$

$$= Q_s - \frac{\sigma_s}{k_s^2} (k - k_s) + \frac{1}{k_s} (\sigma - \sigma_s) + \ldots\ldots$$

$$= Q_s \left[1 - \frac{k - k_s}{k_s} + \frac{\sigma - \sigma_s}{\sigma_s} \right] + \ldots\ldots$$

Wprowadźmy nowe zmienne

$$\frac{Q - Q_s}{Q_s} = Q', \quad \frac{k - k_s}{k_s} = k', \quad \frac{\sigma - \sigma_s}{\sigma_s} = \sigma'.$$

Wtedy stosując związek $Q_s = \frac{\sigma_s}{k_s}$ otrzymamy

$$d^2p = \frac{h_\sigma^2 \sigma_s^2}{\pi} e^{-h_\sigma^2 \sigma_s^2 (k'^2 + \sigma'^2)} dk' \, d\sigma'$$

i

$$Q' = \sigma' - k'$$

Musimy wprowadzić jeszcze jedną zmienną, którą

będziemy odcinać na prostych pęku równoległego. Najkorzystniej przyjmiemy ją równaniem

$$u = \sigma' + k'$$

gdyż pęk u jest prostopadły do Q'. Możemy teraz zastąpić zmienne σ' i k' zmiennymi u i Q'. Mamy

$$k' = \frac{-Q' + u}{2}, \quad \sigma' = \frac{Q' + u}{2},$$

a podstawiając do d^2p mamy

$$k'^2 + \sigma'^2 = \frac{1}{2}(Q'^2 + u^2),$$

oraz

$$dk'd\sigma' = + \frac{\partial(k', \sigma')}{\partial(Q', u)} dQ' du =$$

$$= \pm \begin{vmatrix} -\frac{1}{2} & +\frac{1}{2} \\ +\frac{1}{2} & +\frac{1}{2} \end{vmatrix} dQ'du = \frac{1}{2} dQ' du$$

Stąd

$$d^2p = \frac{h_\sigma \sigma_\sigma}{\sqrt{\pi}\sqrt{2}} e^{-\frac{h_\sigma^2 \sigma_s^2}{2} Q'^2} d'Q \cdot \frac{h_\sigma \sigma_s}{\sqrt{\pi}\sqrt{2}} e^{-\frac{h_\sigma^2 \sigma_s^2}{2} u^2} du$$

Wykonując teraz całkowanie według u od $+\infty$ do $-\infty$ otrzymamy

$$dp = \frac{h_\sigma \sigma_s}{\sqrt{\pi}\sqrt{2}} e^{-\frac{h_\sigma^2 \sigma_s^2}{2} Q'} dQ'$$

i

$$dp = \frac{h_\sigma \sigma_s}{\sqrt{\pi}\sqrt{2} Q_s} e^{-\left(\frac{h_\sigma \sigma_s}{\sqrt{2} Q_s}\right)^2 (Q - Q_s)^2} dQ \quad . \quad (23)$$

Jest to szukany rozkład prawdopodobieństwa Q. Względny rozrzut $\frac{\Delta Q}{Q_s}$ wynosi

$$\frac{\Delta Q}{Q_s} = \frac{\sqrt{2}}{h_Q \cdot Q_s} = \sqrt{2} \frac{\sqrt{2}}{h_\sigma \sigma_s}$$

Czyli

$$\frac{\Delta Q}{Q_s} = \sqrt{2} \frac{\Delta \sigma}{\sigma_s} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

Mamy zatem twierdzenie: Względny rozrzut wytrzymałości konstrukcji określonej na podstawie próby, jest $\sqrt{2}$ razy większy niż względny rozrzut wytrzymałości materiału. Gdy wytrzymałość Q_s znaleziona jest przez próbę, wytrzymałość prawdziwa może się wahać w granicach

$$Q_s\left(1 - \sqrt{2}\frac{\Delta \sigma}{\sigma_s}\right) < Q < Q_s\left(1 + \sqrt{2}\frac{\Delta \sigma}{\sigma_s}\right) \quad . \quad . \quad (25)$$

i cyfrowo

$\frac{\Delta \sigma}{\sigma_s} = 0,1 \qquad 0,86\, Q_s < Q < 1,14\, Q_s$

$\frac{\Delta \sigma}{\sigma_s} = 0,15 \qquad 0,79\, Q_s < Q < 1,21\, Q_s$

$\frac{\Delta \sigma}{\sigma_s} = 0,2 \qquad 0,72\, Q_s < Q < 1,28 < Q_s$

Na podstawie naszego prowizorycznego materiału statystycznego można by wyprowadzić wniosek, że w porównaniu z próbą wytrzymałość konstrukcji może wahać się w granicach ± 20% dla metali i ± 30% dla drzewa. W tym też stosunku powinny być podniesione wymagania dla prób wytrzymałościowych o ile mają one zastąpić obliczenie.

Wzory te przedstawiają znaczne zwężenie granic niepewności w porównaniu do wyznaczonych na wstępie. Dla cyfr tam zastosowanych dla drewna mielibyśmy bowiem względny rozrzut

$$\frac{\Delta \sigma}{\sigma_s} = \frac{100}{500}$$

czyli granice 0,72 — 1,28 podczas gdy poprzednio obliczyliśmy 0,67 — 1,5.

Dalsze zwężenie granic niepewności otrzymamy przez wykonanie kilku prób. Jeżeli prób tych jest n, odnośny wzór na postać

$$Q_s\left(1 - \sqrt{\frac{n+1}{n}}\frac{\Delta \sigma}{\sigma_s}\right) < Q < Q_s\left(1 + \sqrt{\frac{n+1}{n}}\frac{\Delta \sigma}{\sigma_s}\right) (26)$$

co już bez dowodu podajemy. Zakładając w nim $n = 1$ otrzymujemy wzór (25). Przechodząc zaś do granicy $n = \infty$ mamy, ponieważ

$$\lim \sqrt{\frac{n+1}{n}} = \lim \sqrt{1 + \frac{1}{n}} = 1$$

$$Q_s\left(1 - \frac{\Delta \sigma}{\sigma_s}\right) < Q < Q_s\left(1 + \frac{\Delta \sigma}{\sigma_s}\right) \quad . \quad . \quad (27)$$

Widzimy więc, że dopiero wykonanie bardzo wielu prób zbliży nas do tej granicy, którą można odrazu osiągnąć obliczeniem. Praktycznie jednak wnioski te nie są tak różowe, gdyż nie zawsze potrafimy konstrukcję obliczyć. W każdym razie jednak bardzo wskazane jest dysponować przy próbie materiałem o małym rozrzucie, gdyż wtedy wielkość k dana jest dokładniej. Wypadku tego już analizować nie będziemy.

4.

Przeprowadzone badania doprowadziły nas do wniosku, że wytrzymałość konstrukcji nie jest wielkością ściśle określoną, lecz w pewnych granicach nieoznaczoną. W wypadku, gdy wytrzymałość konstrukcji znaleziona jest na podstawie obliczenia, możliwe wahania są równe rozrzutowi materiału. W wypadku zaś, gdy wytrzymałość określana jest na podstawie próby wytrzymałościowej, możliwe wahania są o 40% większe. Wynika stąd potrzeba zwiększenia wymagań dla prób statycznych o 20 — 30% w porównaniu z obliczeniem. Jest bardzo wskazane stosowanie do prób materiału o dokładnie znanych własnościach i starannie przebranego, gdyż wtedy nieoznaczoność się zmniejsza. W rozważaniach naszych nie omawialiśmy dalszych możliwych czynników sprzyjających powstawaniu rozrzutu wytrzymałości jak np. tolerancje wykonania, błędy obliczenia itd.

The Dispersion of the Strength of Materials and the Safety of Structures

Summary.

The strength of a material has not a uniformly determined value, but oscillates between certain limits, which depend on the quality of the material; similarly for compound structures, the strength is undetermined, varying from piece to piece. This fact is in itself not of great importance, and is rather favourable when the dimensions of the components are determined accordingly to calculation, basing upon the lower strength limit of the materials. When compliance with strength requirements is based upon mechanical tests, the true strength of the standard structure may be erroneously appreciated and overestimated.

An analysis is made of the laws governing the dispersion of the strength of materials, with the help of the criterions of Statistics and of the Theory of Probability, and the concept of relative dispersion is introduced; this is defined as the relation of the difference between mean and extreme (i. e. lowest or highest) value to the mean value of strength. The extreme values are so determined that the probability of the material having a strength outside those limits is less than 4,6%. It is shown that if the strength of the complete structure is determined by calculation, its relative dispersion is equal to the relative dispersion of the strength of the material, but when the strength is determined by tests, the relative dispersion is $\sqrt{2}$ times greater. In order to attain the same security of the structure with both methods of determining its strength, the requirements for mechanical tests must be higher than for the calculated strength. On the basis of existing data concerning materials like steel, duralumin, and wood, it can be provisionally stated, that the strength required for the test should be in excess of the calculated strength by 20 per cent for metals, and 30 per cent for wood, if the material for the test is not so chosen as to reduce its dispersion between closer limits.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

KOMUNIKAT ZARZĄDU NR 11/38

1. **Nowoprzyjęci członkowie:**

inż. Czemeryński Andrzej — Warszawa,
inż. Markowski Tadeusz — Warszawa,
inż. Milej Bolesław — Warszawa.

2. **Dyplom uznania dla Z.P.I.L.**

Od Lwowskiego Okręgu Wojewódzkiego Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej, Związek Polskich Inżynierów Lotniczych otrzymał dyplom uznania „za udział i współpracę w Krajowej Wystawie Lotniczej we Lwowie".

3. **Zmiany w Komisji Odczytowej Z.P.I.L.**

Kol. R. Suryn ustąpił ze stanowiska Kierownika Sekcji Wyposażenia w Komisji Odczytowej. Za jego długoletnią pracę na tym stanowisku Zarząd wyraża kol. Surynowi serdeczne podziękowanie.

Na Kierownika Sekcji Wyposażenia Zarząd kooptował kol. Stefana Wagnera.

4. **W sprawie Kongresu Techników.**

Rada Główna N.O.I.zawiadamia, że ze względu na dotychczasową linię N.O.I. w sprawie Pierwszego Polskiego Kongresu Techników, urządzanego w dniach 11—13 listopada b.r. przez Naczelną Organizację Stowarzyszeń Techników R.P., uważa za pożądany udział członków Związków Inżynierskich w charakterze gości w obradach Kongresu z tym, że ci uczestnicy, w razie gdyby sprawy poruszone w obradach dotyczyły działalności N.O.I. lub przekroczyły swym znaczeniem obrady Kongresu Techników, w przemówieniach swych podkreślili linię właściwą, odpowiadającą dążeniom związków inżynierskich i założeniom N.O.I. na poruszone zagadnienia.

5. **Wycieczka do Paryża na XVI Salon Lotniczy.**

Mimo przesunięcia terminu otwarcia Salonu na dzień 25 listopada wycieczka odbędzie się w terminie poprzednio ustalonym, tj. od dnia 26 listopada do 4 grudnia b. r. Lista zgłoszeń została już zamknięta. Koledzy, którzyby pragnęli jeszcze dołączyć się do wycieczki, mogą zgłosić swój udział do 6 listopada, lecz będą oni mogli liczyć jedynie na załatwienie formalności paszportowych i dewizowych, z wykluczeniem zwiedzania wytwórni francuskich.

Za Zarząd:

(—) E. Kosko, Sekretarz. *(—) W. Challier*, Prezes.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Problem pomocniczego napędu rakietowego w lotnictwie wygłosili dnia 7 października 1938 r. inż. Piotr Bielkowicz i inż. Zbigniew Leliwa-Krzywobłocki.

W pierwszej części inż. Bielkowicz omówił teorię silnika rakietowego.

Prelegent rozpoczął od wykazania wspólności zasad, na których opiera się praca silnika rakietowego i zespołu śmigło-silnikowego. W tym celu wyznaczył przyrost pędu strugi przepływającej przez śmigło dla samolotu o danej szybkości, mocy i ciężarze, wyznaczając przy

tym sprawność wewnętrzną i sprawność całkowitą zespołu śmigło-silnikowego. Prelegent zwrócił uwagę, że wyznaczony w ten sposób przyrost pędu może być otrzymany inną drogą przez bezpośrednie wyrzucanie gazów spalinowych w silniku rakietowym, a następnie omówił procesy zachodzące w komorze spalinowej i w dyszy oraz podał teorię dyszy Lavala. Z kolei została omówiona sprawność silnika rakietowego wewnętrzna i zewnętrzna oraz środki do jej podniesienia. Prelegent wyłożył w krótkim zarysie teorię dyszy Melota i wzory na obliczenie jej sprawności. Podał na wykresach porównanie sprawności silników rakietowych i zespołów śmigło-silnikowych dla różnych szybkości samolotu, zwracając uwagę na obszary, gdzie zaznacza się przewaga silnika rakietowego. Z kolei omówił sprawę paliwa zaznaczając, że są tu możliwe do zastosowania paliwa: stałe, płynne i gazowe, oraz podając charakterystyki paliw i możliwość ich zastosowania.

Praktyczną stronę zagadnienia przedstawił inż. Krzywobłocki. Pod tym kątem widzenia przeszedł od razu do omówienia wielokrotnej dyszy Melota.

Otóż sprawność takiej dyszy nie przedstawia się tak korzystnie, jakby to wynikało z rozważań teoretycznych. Mianowicie trudne do liczbowego ujęcia z powodu braku danych empirycznych straty mieszania się 2 strug gazów o różnych prędkościach są bardzo duże. Prelegent odniósł się w tej kwestii do kilku uczonych i badaczy niemieckich (Prof. Prof. Prandtl, Seewald, Wieselsberger, Fuchs i in.), z których zdań wynika, że do wyników teoretycznych należy się odnosić z dużą rezerwą. Brak danych empirycznych wynika z braku tunelów o bardzo dużych prędkościach. Zagadnienie dyszy wielokrotnej jest zagadnieniem otwartym. Z kolei prelegent przeszedł do zagadnienia pomocniczego napędu rakietowego przy starcie. Można tu stosować rakiety prochowe i rakiety na paliwo ciekłe. Rakiety prochowe są trudne w wyrobie, ale wyrób jest możliwy. Prelegent w tej kwestii odniósł się do kilku europejskich wytwórni rakiet, z których odpowiedzi wynikało by, że wyrób nawet dużych rakiet jest możliwy np. wytwórnia „Rudolf Žwerina“ w Wiedniu twierdzi, że przy zastosowaniu posiadanych pras jest w możności dostarczyć rakiety każdego kalibru i każdej długości. Jednakże prelegent nie może podać bliższych danych charakterystycznych (np. wielkość siły z 1 cm² przekroju), gdyż wytwórnie zasłaniały się tajemnicą wojskową. Z obliczeń przeprowadzonych przez prelegenta w 1936 r. na łamach „Lwowskiego Czasopisma Lotniczego“ wynikało by, że rakiety prochowe można by stosować do samolotów wagi małej i średniej. Przy samolotach ciężkich ilość prochu wypada zbyt wielka.

Konstrukcja rakiet na paliwo ciekłe opiera się na zasadach konstrukcyjnych turbin gazowych tak, że specjalnie nic nowego w tej kwestii prelegent nie wprowadza. Ze względu na ciężar butli, zawierających sprężony tlen i paliwo ciekłe, rakiety te mogłyby mieć zastosowanie w samolotach ciężkich. Prelegent przytacza obliczenia Dr. Sängera, z których wynikało by, że samolot myśliwski, zaopatrzony w odpowiedni pomocniczy napęd rakietowy mógłby się wznieść na wysokość 6000 m w przeciągu 90 sek. Dr. Sänger usiłuje w ten sposób rozwiązać zagadnienie czynnej obrony przeciwlotniczej. W zakończeniu tej części autor zaznacza, że, chcąc zrealizować zagadnienie pomocniczego napędu rakietowego przy starcie, należało by prowadzić badania w dwóch kierunkach, t. zn. nad rakietami prochowymi i na paliwo ciekłe.

W dalszym ciągu prelegent przechodzi do zagadnienia pomocniczego napędu rakietowego w uzbrojeniu lotniczym, a mianowicie w zastosowaniu do bomb. Tu znowu projekty idą w dwóch kierunkach. Najpierw więc stosuje się rakiety w celu zwiększenia prędkości uderzenia bomby lotniczej, lecącej pionowo. Rakieta zapala się przy końcu toru. Prelegent przytacza wyniki badań francuskich nad takimi rakietami według Rougerona, z których wynika, że zdolność przebicia bomby z rakietą jest znacznie większą od zdolności przebicia zwykłej bomby lotniczej. Według Rougerona najgrubsze płyty stalowe, dziś stosowane na pancernikach, nie są w stanie oprzeć się tym bombom. Również jeżeli chodzi o schrony, to bomby te mogą się okazać bardzo skuteczne. W końcu projektuje się zastosowanie napędu rakietowego do bomb uskrzydlonych, celem zwiększenia ich zasięgu. Wprawdzie zagadnienie lotniczych bomb uskrzydlonych jeszcze nie jest rozwiązane, jednakże powiększający się stan literatury w tej dziedzinie zdaje się wskazywać na rozwiązanie tego zagadnienia w niezbyt odległej przyszłości. Zasięg rakietowych bomb uskrzydlonych wynosiłby kilkadziesiąt km. Stosowanie takich bomb było by bardzo korzystne ze względu na bezpieczeństwo załogi samolotu bombowego. Bomby tego rodzaju mogłyby być stosowane przeciwko celom dużym (np. miasta), gdyż celność ich bardzo maleje ze wzrostem zasięgu.

Zagadnienie uskrzydlonych bomb lotniczych sterowanych na odległość prelegent pomija, przytaczając tylko opinię Rougerona, według którego zagadnienie to jest bardzo skomplikowane i rychło rozwiązane nie będzie.

Inż. Bukowski: Rozwiązanie problemu zastosowania napędu rakietowego w lotnictwie napotyka na duże trudności, jednak nie jest on tego rodzaju, aby go zarzucić. Latanie z coraz większymi szybkościami stawia równocześnie wymagania zmian konstrukcji. Rozwiązanie zatym może iść po linii ulepszania ustrojów śmigło-silnikowych względnie zastosowania jakichś pomocniczych napędów. Mówca wskazuje na pewien paralelizm, zachodzący między trudnościami, jakie pokonano w zastosowaniu do lotnictwa zespołu śmigło-silnik spalinowy, a między trudnościami jakie nastręcza napęd rakietowy.

Inż. Brzozowski: Robił próby sprawności dysz. Wyniki tych prób dały w porównaniu z obliczeniami teoretycznymi różnice sprawności. Otrzymane z prób sprawności dysz wyniosły 15—20% sprawności teoretycznych. Stąd wniosek, że konsrukcje dysz wymagają jeszcze gruntownego przestudiowania.

Inż. Leliwa-Krzywobłocki: Rakiety mają małą sprawność przy małych szybkościach. To też przy starcie samolotu pomocniczy napęd rakietowy będzie słabo wyzyskany. Za to w miarę zwiększania się szybkości wzrastać będzie sprawność rakiet, a nawet dojść może (przy dużych szybkościach) do 1.

Szczególnie dobre wyniki daje napęd rakietowy na dużych wysokościach w warunkach stratosferycznych.

Następnie w odpowiedzi na pytanie kol. *Kwaśniaka* prelegent wyjaśnił, że w rakietach prochowych niema regulacji i nabój musi wypalić się do końca. Zaznaczył przy tym, że badania przy ulepszaniu konstrukcji rakiet mogłyby być połączone z badaniami uzbrojeń. Staranne i odpowiednio dobrane mieszanki prochów mogą bardzo dodatnio wpłynąć na sprawność rakiet i dać dobre wyniki.

Rozwój nowoczesnych poglądów na stosowanie wysokościomierzy w lotnictwie wygłosił dnia 14 października inż. Mieczysław Kałużyński.

Streszczenie odczytu wraz z dyskusją umieścimy w następnym zeszycie „Techniki Lotniczej“.

Instytut Prawa Lotniczego i Zagadnień Gospodarczych Lotnictwa

Rozporządzeniem Pana Ministra W.R. i O.P. z dnia 2 czerwca 1938 r. utworzony został przy Wydziale Prawa Uniwersytetu Józefa Piłsudskiego w Warszawie, Instytut Prawa Lotniczego i Zagadnień Gospodarczych Lotnictwa.

Na czele Instytutu stoi Dziekan Wydziału Prawa prof. dr Roman Rybarski, oraz Rada składająca się z przedstawicieli Wydziału Prawa, Ministerstwa Komunikacji, Dowództwa Lotnictwa Min. Spr. Wojskowych i P.L.L. Lot.

Celem Instytutu jest prowadzenie badań z zakresu Prawa Lotniczego i Zagadnień Gospodarczych Lotnictwa, a przede wszystkiem kształcenia sił fachowych. organizowanie nauczania i rozpowszechnianie wiedzy w tym zakresie. Z Instytutu mogą korzystać studenci, wolni słuchacze i doktoranci Uniwersytetu Józefa Piłsudskiego, oraz, za zgodą kierownika, inne osoby zajmujące się naukowo lub praktycznie lotnictwem.

W r. 1938/39 odbywać się będą następujące wykłady:

W trym. j. z. w. Dr Leon Babiński — Prawo lotnicze, piątki 17 — 19 aud. XV.

W trym. j. z. w. Prof. z. dr Roman Rybarski — Geografia gospodarcza i finanse lotnictwa, czwartki 17—19 aud. XIV. (Gmach audytoryjny U. J. P.).

Wykład inauguracyjny odbył się 20 października o g. 17 w audytorium XIV. Wszelkich informacji w sprawie zapisów udziela asystent Instytutu p. mgr. Kułakowski w godzinach dyżurów tj. do 20 października w lokalu Seminarium Ekonomicznego U. J. P., Krakowskie Przedm. 26/28 w poniedziałki, środy i czwartki w g. 16 — 17, a następnie codziennie w g. 18 — 20 w lokalu Instytutu, Nowy Świat 72.

Nowe wydawnictwa

AERO ENGINES AND THEIR LUBRICATION, str. 88, form. A5, rys. 34 i 1 tablica barwna. Nakładem firmy C. C. Wakefield & Co.,*) London, E. C. 2. Cena w oprawie kartonowej 2 shil.

Nowa książka jest przystępnym podręcznikiem z dziedziny silników lotniczych, omawiającym w 10 rozdziałach całość tego zagadnienia. Na wstępie podano dość obszerny rys historyczny z opisami pierwszych silników lotniczych (braci Wright, Antoinette i in.), które pozwoliły na odbycie pierwszych lotów i stworzyły podwaliny pod dalszy rozwój lotnictwa. Charakterystyki tych silników i innych późniejszych z czasów wojny pozwalają na ocenę ogromnych postępów, którym dzisiejszy silnik lotniczy zawdzięcza swoje istnienie.

Dalsze dwa rozdziały poświęcono silnikom współczesnym. Rozdział II zajmuje się silnikami o zapalaniu elektrycznym i zawiera przegląd najważniejszych zagadnień, napotykanych przez ich konstruktorów (chłodzenie, rozrząd, reduktor) oraz charakterystyki bardziej znanych współczesnych silników lotniczych z licznymi rysunkami i przekrojami. Ciekawy jest rozdział III, zawierający obok przeglądu współczesnych silników lotniczych typu Diesla dobrze ujęte uzasadnienie, wykazujące konieczność dalszej pracy w tej dziedzinie, jak również napotykane trudności.

Rozdział IV o zabudowaniu silników może być z pożytkiem przeczytany przez każdego specjalistę silnikowego, który odbiegł od zagadnień płatowcowych. Znajdzie on w nim przegląd współczesnych metod zabudowania i chłodzenia silników wraz z uzasadnieniem najbardziej rozpowszechnionych rozwiązań.

Rozdział V o dozorze i obsłudze silników uprzytomnia czytelnikowi wysoki stan techniczny silników nowoczesnych, wymagających coraz mniej zachodu ze strony ich użytkowników. Na zakończenie rozdziału podano przegląd czynności okresowych, które należy przeprowadzać przy silniku współczesnym.

Następne trzy rozdziały (VI, VII i VIII) poświęcono smarowaniu silnika i doborowi właściwego oleju lotniczego. Rozdział VI omawia te sprawy z punktu widzenia konstrukcji silnika, następny podaje własności, które powinien posiadać olej lotniczy, ostatni wreszcie zapoznaje czytelnika z udogodnieniami, dzięki którym turyści mają możność zaopatrywania się za granicą w oleje marki Castrol i płacenia za nie dopiero po ukończeniu lotu.

W rozdziale IX podjęto dość trudne zadanie wyjaśnienia niewtajemniczonemu czytelnikowi działania samoczynnych urządzeń do regulacji ciśnienia ładowania i składu mieszanki na wysokości. Poruszone są w nim również takie zagadnienia, jak konstrukcja nowoczesnych gaźników lotniczych, śmigła o stałych obrotach, analizatory spalin, jednym słowem cała dziedzina urządzeń, których zadaniem jest ułatwienie sterowania silnika w locie.

Ostatni rozdział poświęcono analizie kosztów eksploatacji silników lotniczych i podaje szereg wziętych z praktyki danych, pozwalających na przeprowadzenie interesujących porównań między niektórymi silnikami lotniczymi, jak również między komunikacją powietrzną i samochodową. Na zakończenie podano krótkie zestawienie użytych w książce terminów technicznych wraz z ich znaczeniem.

Mimo, że omawiane wydawnictwo jest wydane staraniem firmy, zainteresowanej w sprzedaży olejów lotniczych, sprawa smarowania silników lotniczych jest w nim traktowana na jednym poziomie z pozostałymi zagadnieniami silnikowymi, zaś na zainteresowanie wydawcy wskazuje jedynie obecność krótkich zresztą rozdziałów VII i VIII. Pozostałe 8 rozdziałów tworzą bardzo dobrze ujęty podręcznik popularny, pozwalający na zapoznanie się z całokształtem zagadnień silnikowych i na zrozumienie najnowszych, niekiedy dość złożonych zdobyczy techniki w tej dziedzinie.

J. T.

*) Firma angielska, produkująca oleje lotnicze i samochodowe marki „Castrol" (przyp. red.).

SPIS RZECZY:

	str.
Związek Polskich Inżynierów Lotniczych 1928–1938	281
Dziesięć lat Związku Polskich Inżynierów Lotniczych	282
Uwagi o charakterze pracy badawczej w lotnictwie–prof. Czesław Witoszyński	286
Współczesne kierunki rozwojowe w budowie płatowców–inż. Wsiewołod Jakimiuk	287
Rzut oka na obecny stan i tendencje w konstrukcji silników lotniczych—inż. Kazimierz Księski	290
Materiały niemetalowe w lotnictwie–inż. Kazimierz Wolski	309
Rozwój konstrukcji szybowców dzisiaj i jutro–inż. Wacław Czerwiński	313
Pomiary temperatur silników lotniczych–inż. Ziemowit Ratajski	317
Sztuczne masy plastyczne i ich zastosowanie w lotnictwie–inż. Urszula Dębska–Wójcicka	332
Obliczanie przekrojów dźwigarów skrzynkowych z sosny–dr. inż. Jarosław Naleszkiewicz	342
Nowe zadania i metody seryjnej produkcji płatowców–inż Zygmunt Cyma	350
O metodach zabezpieczania stopów lekkich przed korozją–mgr. Halina Płakowska	352
Radio jako środek bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej–inż. Zygmunt Jaworski	354
Wyznaczanie naprężeń ścinających w belkach cienkościennych wg D. Williamsa–inż. Jerzy Nowiński	360
Podwozia trójkołowe–inż. Karol Wójcicki	366
Rozrzut wytrzymałości materiału a pewność konstrukcji–inż. Aleksander Grzędzielski	375
Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych	383
Instytutu Prawa Lotniczego i Zagadnień Gospodarczych Lotnictwa	384
Nowe wydawnictwa	385

SPIS OGŁOSZEŃ

	str.
Aeroshell	XIII
Askania Werke A. G.	IX
Biuro Agenturowo-Handlowe J. Grounes	VIII
Biuro Techniczno-Handlowe Inż. Janisław Kamieński	XVII
Biuro Techniczno-Handlowe i Skład Maszyn ,,Be-Te-Ha"	XV
Centrala Dostaw Galwanotechnicznych	296
Doświadczalne Warsztaty Lotnicze	XXVI
,,Elektroprodukt"	357
Elektrotechnika Automobilowa, Motocyklowa i Lotnicza Z. Popławski	V
Fabryka Białoskórnicza Feliks Lange	367
Fabryka Chemiczna P. Skowroński, Inż. St. Jankowski i Sp.	XXI
Fabryka Farb i Lakierów W. Karpiński i W. Leppert	297
Fabryka Instrumentów Geodezyjnych i Rysunkowych G. Gerlach	XII
Fabryka Jedwabiu do Szycia Gutermann i S-ka	okł. 2
Fabryka Lakierów, Farb i Emalii ,,Avia-Cellon"	XXIII
Fabryka Lin i Drutu dawn. A. Deichsel	363
Fabryka Narzędzi do Obróbki Metali Józef Dziewulski	VI
Fabryka Pił i Narzędzi ,,Globus"	361
Fabryka Skór G. Weigle Synowie	XVIII
Fabryka Tłoków, Pierścieni, Sworzni i Tulei Cylindrowych ,,Erge-Motor"	382
Fabryka Traków i Maszyn do Obróbki Drzewa dawn. C. Blumwe i Syn	XVIII
Fabryka Wyrobów Gumowych ,,Wolbrom"	X
Fabryka Wyrobów Metalowych Inż. M. Kutnicki	301
Fabryka Żyrandoli Elektrycznych A. Marciniak	XII
Jeneralna Reprezentacja ,,Eclipse"	XXIII
,,Karpaty" Sprzedaż Produktów Naftowych	VII
Konopaccy B-cia Przemysł Drzewny i F-ka Dykt	XXVI
Laboratorium Radiotechniczne R. Walter . . XXII, XXVII	(374)
Leśniewski Wł. Inż. Skład Maszyn i Narzędzi	XI
Liefeld H. i Schiffner S.	XXVI
Lignoza Sp. Akc.	XI
Lindner Maksymilian i S-ka	385
Lubelska Wytwórnia Samolotów	XX
Łożyska Kulkowe Karol Kuske	XIV
Maryańscy B-cia Skład Materiałów Drzewnych	312
Metalowe Zakłady Hutnicze ,,Torpedo"	XVI
Mikołajewski T. Inż.	351
,,Motolux" Wytwórnia Akcesoryj Lotniczych	XXVI
Państwowa Fabryka Olejów Mineralnych ,,Polmin"	III
Państwowe Zakłady Inżynierii	IV
Państwowe Zakłady Lotnicze	okł. 3
Paulin E. Dr.	XXII
,,Perun" Francuskie Towarzystwo Akcyjne	okł. 2
Podlaska Wytwórnia Samolotów	XXIV
Polskie Towarzystwo Elektryczne	331
Polskie Zakłady Elektrotechniczne ,,Era"	327
Polskie Zakłady Philips	XV
,,Polthap" Polskie Towarzystwo Techniczne dla Handlu i Przemysłu	XVI
Przedsiębiorstwo Robót Instalacyjnych Inż. K. Szymański	VI
Przetwórnia Olejów Roślinnych	XXIII
Skiba W. i Wyporek A.	VII
Sokołowski Z. Inż.	XXI
Spółka Akcyjna Budowy Transmisji, Maszyn i Odlewni Żelaza J. John	IV
Spółka Akcyjna Częstochowskich Zakładów Wyrobów Włókienniczych Stradom	VIII
Spółka Akcyjna Wielkich Pieców i Zakładów Ostrowieckich	V
Standard - Kabel	383
Steinhagen A. i Stransky H.	XVII
Stowarzyszenie Mechaników Polskich z Ameryki	VIII
Szomański W. i S-ka Fabryka Śmigieł, Wyrobów Drzewnych i Metalowych	IX
Szylit J. Dom Handlowy	X
Śląskie Zakłady Górniczo-Hutnicze Huta Pokój	XXI
Świątecki Wł. Inż.	XVIII
Towarzystwo Budowy i Sprzedaży Obrabiarek	XXVI
Towarzystwo Dostaw Technicznych	XXIV
Towarzystwo Handlowe ,,Svea"	353
Towarzystwo Przemysłowe Zakładów Mechanicznych Lilpop, Rau i Loewenstein	XXII
Towarzystwo Sosnowieckich Fabryk Rur i Żelaza	VI
Towarzystwo Techniczno-Handlowe ,,Polam"	361
Walcownie Metali	XIV
Warszawska Fabryka Uszczelnień Jan Czyż	[illegible]
Warszawska Odlewnia Metali Półszlachetnych E. Mieszczański i T. Jaroszewski	XII
Warsztaty Mechaniczne ,,Technoservice"	285
Wielkopolska Odlewnia i F-ka Maszyn i Narzędzi ,,Wiepofana"	384
Wiśniewski Walerian inż.	XXI
Wspólnota Interesów Górniczo-Hutniczych	I
Wytwórnia Artykułów Metalowych i Elektrotechnicznych Inż. M. Pietraszek i S-ka	XII
Wytwórnia Instrumentów Precyzyjnych	XXIII
Wytwórnia Maszyn Precyzyjnych ,,Avia"	II
Wytwórnia Przyrządów Pokładowych	VI
Wytwórnia Radio-Teletechniczna Inż. Michał Krzyżanowski	XVIII
Wytwórnia Resorów Samochodowych A. S. Filipowicz	XVI
Wytwórnia Rękawiczek Apolinary Kowalski	367
Wytwórnia Urządzeń Mechanicznych ,,Niwa"	XXIII
Vacuum Oil Company	XXV
Zakłady Akumulatorowe ,,Tudor"	XIX
Zakłady Chemiczne H. Dąbrowski	XVIII
Zakłady Elektromechaniczne Elis J. Borkowski i S-ka	363
Zakłady Elektromechaniczne ,,Magnet"	V
Zakłady Elektrotechniczne B-cia Borkowscy	XVIII
Zakłady Chemiczne ,,Kutno"	353
Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka	385
Zakłady Kauczukowe ,,Piastów"	okł. 2
Zakłady Mechaniczne ,,Stefanów"	XVI
Zakłady Metalurgiczne L. Kranc i T. Łempicki	341
Zakłady Przemysłu Metalowego W. Pytlasiński	XXII
Zakłady Przemysłu Stalowego ,,Meyerhold"	363
Zjednoczone Fabryki Maszyn, Kotłów i Wagonów L. Zieleniewski i Fiztner - Gamper	XVI
Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych	okł. 4

5392 **Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa. Ordynacka 3. tel. 644-59.**